

고기동 유도탄 모의비행시험 기법 및 관성센서 모델링

김기승, 유명중, 나원상, 이상우, 김영주
국방과학연구소

HILS Technique based on Inertial Sensor Modeling for High Maneuvering Missiles

Ki-Seung Kim, Myeong-Jong Yu, Won-Sang Ra, Sang-Woo Lee, Young-Ju Kim
Agency for Defense Development

Abstract - This paper proposed the new HILS technique called Injection Method for Inertial Sensor Verification of high maneuvering missiles. The performance of Inertial Sensor is verified by Injection Method and traditional FMS Method. After all, Injection Method for Inertial Sensor has capability for various scenario and critical condition test.

표 1 관성센서 주사방식의 장단점

내 용	
장점	1. 모든 오일러 각에 대해 시험 가능
	2. FMS 동특성 지연 효과 없음 (보상기 설계 불필요)
	3. 동기화된 각가속도와 가속도 데이터 공급
	4. 유도탄 기체 벤딩 효과 구현 가능
단점	1. 센서 동특성 모델링의 부정확성
	2. 센서 측정 잡음 오차 모델의 부정확성

1. 서 론

일반적으로 유도탄의 페루프 유도조종 성능은 관성 센서 및 항법장치를 포함한 부체계 시스템을 비행자세 모의기(FMS:Flight Motion Simulator)에 장착하고 6자유도 시뮬레이션을 수행하는 모의비행시험(HILS:Hardware In the Loop Simulation)을 이용하여 검증한다. 표적 운동에 따라 순간적으로 급격한 기동을 동반하는 지대공 유도탄의 경우 비행자세모의기 및 관성 센서의 동특성이 페루프 유도조종 성능에 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 관성센서의 정확한 성능 검증을 위해서는 HILS 시뮬레이션 모의기의 자체 동특성 지연효과를 최소화 하여야 한다. 일반적으로 비행자세 모의기는 고주파 영역에서 비선형 특성이 두드러지게 나타나므로 정확한 동특성 모델링이 어렵다. 뿐만 아니라 진상 보상기를 설계, 적용하더라도 관성센서는 불가피하게 불필요한 비행자세 모의기 동특성을 측정하여 페루프 유도조종 성능에 영향을 미치게 된다.

관성항법장치는 센서 동특성, 데이터 출력율, 오차, 잡음, 움셋 등에 따라 성능이 결정되므로, 센서 동특성을 소프트웨어적으로 모의하여 주사하는 시험 방식을 채택하는 경우 정확한 모델링에 기초하여야 한다. 만일 관성 센서 모델링이 정확하게 이루어졌다면, 주사방식의 경우 실제 비행상황에 존재하지 않는 비행자세 모의기 동특성의 영향을 받지 않으므로 모의비행시험을 통한 전체 유도조종 성능 검증의 신뢰도를 향상시킬 수 있는 한 방법이 될 수 있다.

이를 위해 본 논문에서는 관성 센서 동특성 추출을 위해 먼저 비행자세 모의기의 동특성을 해석하고, 이를 보상할 수 있는 방안을 제시한다. 비행자세 모의기 동특성 해석 결과에 근거, 관성 센서의 주파수 별 시험을 수행하고 정확한 소프트웨어 모델을 산출 및 검증하는 방법을 제시한다. 또한 6-자유도 시뮬레이션에서 관성 센서 모델링의 결과를 관성항법장치에 주사하는 방식으로 고기동 유도탄의 유도조종 성능을 검증할 수 있는 주사방식 모의비행시험 기법을 제안한다. 참고로 주사방식 시험기법의 장단점은 표1에 정리한 바와 같다.

2. 관성측정기의 센서 동특성 모델링

관성항법장치는 관성 센서의 출력을 이용하여 유도탄의 자세, 속도, 위치뿐만 아니라 가속도 및 각속도를 제공하는 장치이다. 관성 센서는 자이로 및 가속도계로 구성되며, 자이로는 각속도를, 가속도계는 가속도를 각각 측정한다. 모의비행시험을 주사방식을 이용하여 수행할 경우 자이로 및 가속도계 동특성 모델의 정확도는 모의비행시험의 신뢰도에 결정적 영향을 미칠 수 있기 때문에 중요한 의미를 가진다. 센서 동특성 모델은 센서들이 가지는 고유의 동특성뿐만 아니라 샘플링주기, 샘플링 후의 신호처리 기법 그리고 오차 보상 시간 및 전달지연 시간까지 아우르는 것이다. 본 논문에서 사용된 관성 센서는 NORTHROP GRUMMAN사의 LN200 IMU를 사용하였다. LN200 IMU에서 대표적인 자이로 및 가속도계의 동특성 모델은 아래와 같다.

2.1 센서 동특성 모델링

자이로의 동특성 모델을 구해보면 다음과 같다. 자이로의 대역폭은 100kHz 이상이며, 2000Hz로 데이터를 샘플링한 후 4개의 이전 정보와 1개의 현재 정보를 합하여 5로 나누는 이동평균(Moving Average) 필터링 과정을 거친다. 5개의 정보를 취합하여 400Hz의 데이터가 만들어지면 자이로의 고유오차들을 보상하고, 항법컴퓨터로 정보를 보내게 되는데, 이러한 과정을 거치면서 유발되는 지연 시간은 약 1msec이다. 센서의 자체 동특성, 신호처리 및 통신지연을 모두 고려한 동특성 모델은 그림 1과 같다.

가속도계의 경우 2차의 전달함수를 가진다. 자이로와 동일하게 2000Hz로 데이터를 샘플링한 후 최근의 5개 샘플을 더하여 400Hz로 데이터 만든 다음 가속도계의 고유오차들을 보상하고, 항법컴퓨터로 정보를 보내게 되며 지연 시간은 약 1msec이다. 전체 가속도계의 동특성 모델은 그림 2와 같다.

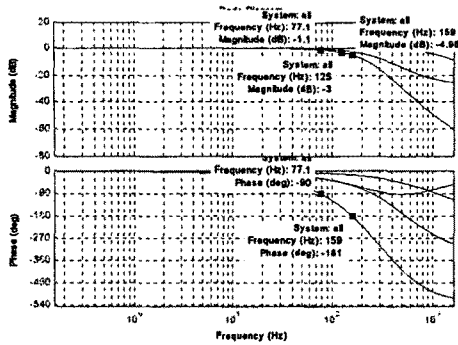


그림 1 자이로 동특성 모델

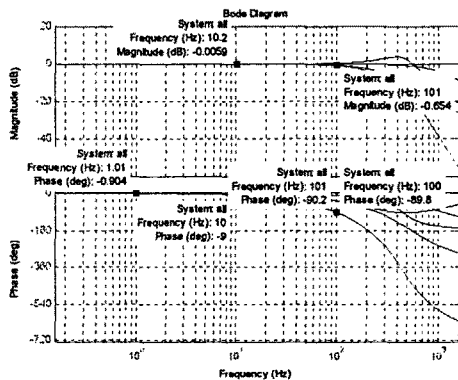


그림 2 가속도계 동특성 모델

3. 모의비행시험 기법

관성 센서의 성능은 두 단계를 거쳐 검증한다. 먼저, 관성센서 모델의 출력값을 주사방식으로 관성항법 컴퓨터에 입력하고 이를 6-자유도 시뮬레이션에 피드백하여 개루프, 폐루프 모의비행시험을 수행한다. 다음으로 실물 관성 센서를 비행자세모의기에 장착하고 6-자유도 시뮬레이션에 피드백하여 개루프, 폐루프 모의비행시험을 수행한다.

3.1 주사방식

관성센서는 일반적으로 표 1과 같이 속도성분 및 각도성분의 증분을 출력한다. 관성항법컴퓨터의 출력은 표 2에 정리된 것과 같이 유도탄 오일러각, 관성좌표계 상의 속도성분, 위도, 경도 및 고도를 출력한다. 6-자유도 시뮬레이션 프로그램에서 계산한 관성센서 모델의 출력 값은 인터페이스 규격에 따라 관성항법 컴퓨터에 입력되며 관성항법컴퓨터의 항법 계산결과를 점검장치를 통해 HCS로 피드백 된다. 주사방식 모의비행시험 구성도는 그림 3과 같다.

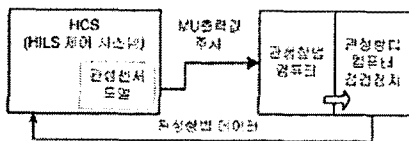


그림 3 관성센서 개루프 HILS

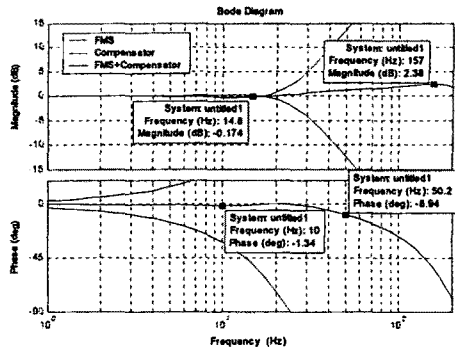


그림 4 비행자세 모의기 동특성 보상

표 2. 관성센서 출력값

번호	데이터	설명
1	Del_Vel_X	X축 속도증분
2	Del_Vel_Y	Y축 속도증분
3	Del_Vel_Z	Z축 속도증분
4	Del_Ang_X	X축 각도증분
5	Del_Ang_Y	Y축 각도증분
6	Del_Ang_Z	Z축 각도증분

표 3. 관성항법 컴퓨터 출력값

번호	데이터	설명
1	VN	North 속도
2	VE	East 속도
3	VD	Down 속도
4	Roll	Roll
5	Pitch	Pitch
6	Yaw	Yaw
7	LAT	위도
8	LON	경도
9	HEIGHT	고도

3.2 비행자세모의기 동특성 분석

비행자세 모의기를 이용한 시험에서 관성센서는 6-자유도 시뮬레이션 프로그램에서 산출된 유도탄 동특성과 더불어 비행자세 모의기의 동특성까지 측정하게 된다. 고기동 유도탄의 유도조종 루프는 이득 및 위상 여유 확보가 쉽지 않기 때문에 불필요한 동특성 지연에 의해 성능 저하가 유발될 가능성이 매우 높다. 따라서 모의비행 시험을 통해 유도조종 성능을 정확히 평가하기 위해서 비행자세 모의기의 동특성을 분석하고, 이를 이용해 극점-영점 제거방식으로 진상 보상을 설계하여 동특성 지연을 최소화 하도록 한다.

3.3 비행자세모의기 시험

비행자세 모의기는 6-자유도 시뮬레이션의 유도탄 자세를 모의하는 장비로 관성센서를 그림 5와 같이 장착한다. 비행자세 모의기는 기본적으로 유도탄의 위치운동을 모사할 수 없으므로 관성센서의 각도 측정치만을 항법장치에 공급하게 된다. 가속도 및 위치, 속도 정보는 유도조종 루프의 성능에 큰 영향을 미치지 않으므로 각속도 및 자세 피드백 만으로도 성능을 평가하는 데에는 큰 무리가 없다. 따라서 HCS에서는 6-자유도 시뮬레이션을 위해 관성항법 장치로부터는 자이로 측정치를 이용해 산출한 유도탄 자세각과 각속도 성분을, 관성항법 소프트웨어 모델로부터는 유도탄 위치 및 속도를 피드백 받는다.

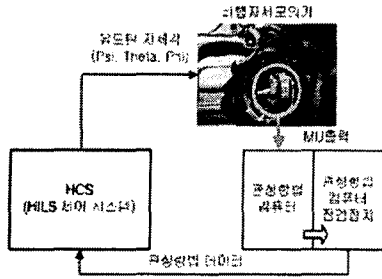


그림 5 관성센서 페루프 HILS

4. 모의비행시험 결과

4.1 관성 센서 동특성 검증 : 개루프 실험

주사방식 HILS를 위한 소프트웨어 모델의 타당성을 검증하기 위해 주파수 별 정현파 입력에 대한 비행자세 모의기와 관성센서 출력, 그리고 소프트웨어 모델의 출력을 비교한다. 그림 6에서 확인할 수 있듯이 비행자세 모의기 동특성 해석에 의한 보상기가 정상적으로 동작하였을 뿐만 아니라 센서 동특성, 신호처리 및 시간지연을 모두 고려한 센서 모델이 실제 관성 센서 출력과 거의 일치함을 알 수 있다. 여러 주파수에서 동일한 시험을 수행하여 얻어진 관성 센서 출력으로부터 2차 전달함수 형태로 개략적인 센서 모델을 산출할 수 있으며, 그 결과를 그림 1의 자이로 모델과 비교함으로써 주사방식 HILS를 위한 센서 모델링 결과의 신뢰도를 확인할 수 있다.

4.2 관성 센서 동특성 검증 : 페루프 실험

주사방식 HILS의 경우 앞서 검토된 센서 모델을 이용해 유도조종 성능을 종합적으로 실험하게 된다. 따라서 이러한 실험 방식의 적합성을 판단하기 위해서는 유도조종 루프를 포함한 페루프 HILS 시에도 관성 센서를 비행자세 모의기 위에 장착하고 실험을 수행하는 경우와 동일한 결과를 얻을 수 있어야 한다. 특히 고기동 유도탄의 경우, 롤 제어루프의 대역폭이 피치/요 제어성능보다 상대적으로 넓게 설계되므로 롤 제어성능이 다른 채널에 비해 민감하다고 할 수 있다. 따라서 롤 제어 성능을 기준으로 주사방식 HILS(관성센서 개루프 HILS) 결과와 관성센서 페루프 HILS 결과를 비교하도록 한다. 그림 7 및 8의 실험결과로부터 관성센서 페루프 HILS 결과가 일부 구간을 제외하고는 개루프 HILS 결과 보다 전반적으로 성능이 좋은 것으로 확인된다.

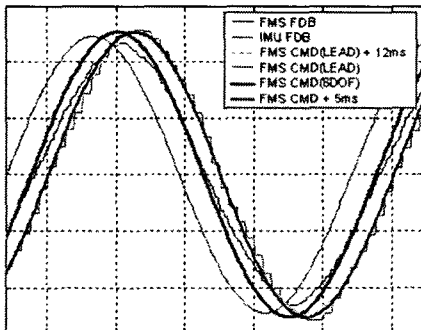


그림 6 관성센서 특성 분석

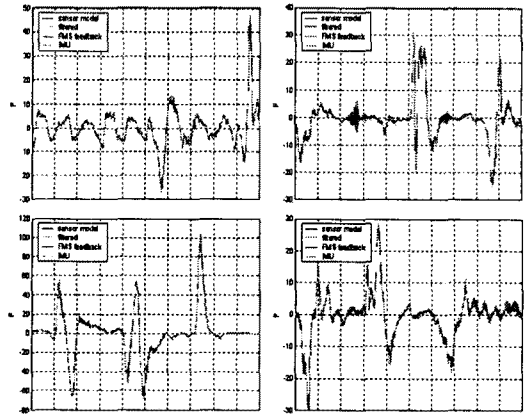


그림 7 관성센서 개루프 HILS 결과(주사방식)

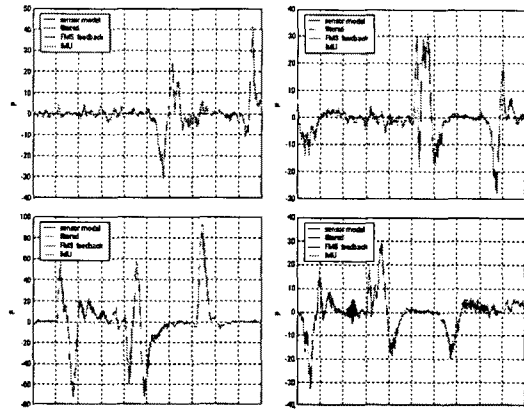


그림 8 관성센서 페루프 HILS 결과

이러한 결과는 관성센서 개루프 HILS 결과에 사용된 센서 모델이 실제 센서 동특성 보다 더 좋지 않은 방향으로 모델링되어 있다는 것을 의미한다. 특히 통시 지연이 주어진 범위 내에서 항상 최대값을 갖는다고 가정하고 이를 소프트웨어 모델에 반영하였으므로 잡음 등의 비정규 오차를 제외하고는 주사방식에 상용되는 센서 모델이 최악의 경우를 반영하고 있다 해도 과언이 아니다. 따라서 전체 유도탄의 유도조종 성능 해석 관점에서 소프트웨어 모델에 기반한 주사방식 시험으로도 충분한 성능평가가 이루어 질 수 있는 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 고기동 유도탄의 관성센서 성능을 검증하기 위한 주사방식 모의비행시험기법을 제안하였다. 6자유도 시뮬레이션에서 관성 센서 모델의 결과를 관성항법장치에 주사방식으로 시험한 결과와 비행자세모의기를 활용하여 시험한 결과를 통해 관성센서 성능 및 모델의 신뢰도를 검증하고 주사방식 모의비행시험기법의 적용가능성 및 실험결과의 타당성을 제시하였다. 특히 주사방식은 모든 오일러 각 및 임의의 가속도에 대한 모의비행 시험이 가능하므로, 보다 다양한 시나리오에 대한 유도조종 성능 검증을 할 수 있다는 장점이 있다.