

# GPS 유도 폭탄용 유도조종모듈 개발

## Development of Guidance Control Module for GPS Guided Bomb

임 흥 식\*                      윤 형 식\*  
Heung-Sik Lim                Hyung-Sik Yoon

### Abstract

The guidance control module is needed for control of a GPS guided bombs to improve the accuracy and availability of a conventional bomb. In this paper, we present the development of hardware design, software design and test environments of it. And we also show the process of the tests and the results verifying and proving for its required functions and performances through ground tests and flight tests.

Keywords : Guidance Control Module(유도조종모듈), Flight Control Unit(비행제어장치), GPS Guided Bomb(GPS 유도 폭탄)

### 1. 서론

항공기에 장착된 일반 폭탄은 자유낙하로 목표물에 도달하기 때문에 타격의 정확성이 낮아 목표물을 파괴하기 위하여 많은 폭탄이 소요되고, 자유 낙하 폭탄의 정확성을 높이기 위해서는 항공기가 표적에 더욱 접근해야 하기 때문에 적의 대공·대지 화력에 노출되는 위험이 따른다. 그러나 일반 폭탄 대신 정밀유도 폭탄을 사용할 경우 비용이 증가하는 단점이 있다. 이러한 이유로 저비용의 일반 폭탄을 이용하여 목표물을 더욱 정확히 파괴하면서 사거리를 멀리하여 항공기의 생존성을 높이기 위해 개발된 것이 일반 폭탄에 유도기능을 제공하기 위한 비행보조체를 장착한 공대지 유도 폭탄이다<sup>[1]</sup>.

유도 폭탄은 표적에 대한 유도 방식에 따라 TV/IR 유도 폭탄, 레이저 유도 폭탄, GPS 유도 폭탄 등이 있으며, 본 논문에서는 이들 중 저비용으로 고효율을 얻기 위하여 재래식 일반 폭탄에 장착되어 GPS 유도 장치를 이용하여 목표물로 장거리 유도 가능한 비행 보조체에 탑재하기 위한 유도조종모듈의 설계 내용을 기술하였다. Fig. 1은 비행보조체를 장착한 일반폭탄의 형상이며, Fig. 2는 GPS 신호를 기반으로 개발된 유도 폭탄의 운용 개념을 나타낸다.

본 논문에서 GPS 유도폭탄의 제어를 위한 유도조종모듈의 개발을 위하여 공간 제약을 고려한 하드웨어 설계와 적은 비용과 기능 확장을 고려하면서 경성(Hard) 실시간 운영 체제의 요구조건을 만족하기 위한 소프트웨어를 자체 개발하여 적용하는 기법을 제안한다. 유도조종모듈이 필수적으로 요구되는 실시간성을 만족하기 위하여 실시간 스케줄러를 개발하여 적용하였으며, 외부 장치와 입출력 신호들을 제어하기 위하여 타임 트리거 구조방식의 입출력 제어 모듈을 설계

† 2011년 5월 24일 접수~2011년 8월 26일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 임흥식(heung@add.re.kr)

하였다. 그리고 개발된 GPS 유도폭탄용 유도조종모듈은 안전 필수(Safety Critical) 시스템의 검증단계를 수행하여 모든 성능을 확인하였다.

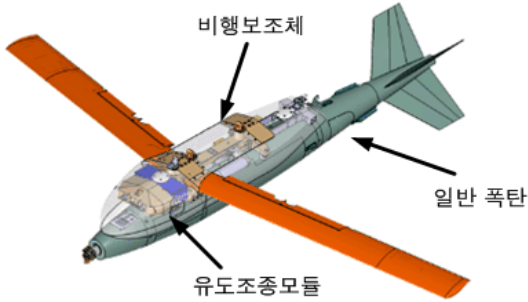


Fig. 1. GPS 유도폭탄 형상

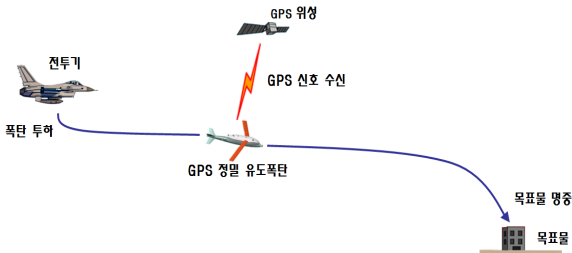


Fig. 2. GPS 유도폭탄 운용 개념도

## 2. 유도조종모듈 설계 및 제작

### 가. 유도조종모듈 하드웨어 설계 및 제작

GPS 유도폭탄의 주요 구성품인 비행제어장치(FCU : Flight Control Unit)는 위성항법과 관성항법을 통합한 유도방식을 적용하여 중거리 GPS 유도폭탄의 비행 자세 및 비행경로를 제어하여 폭탄의 투하 전 전투기 조종사에 의해 미리 입력된 최종 목표물을 정밀 타격할 수 있도록 하는 장치이다. 비행제어장치는 배터리 전원으로 부터 각 모듈에 전원을 공급하는 전원보드(PWR : Power), 관성 측정 장치(IMU : Inertial Measurement Unit), GPS 수신신호를 획득하여 처리하는 GPS수신보드(GRC : GPS Receiver Card), 관성 데이터와 GPS 데이터를 통합하여 위치, 자세, 속도 등의 항법 정보를 제공하는 통합항법보드(INC : Integrated Navigation Card), 유도조종 알고리즘을 이용하여 플랩퍼론(Flapperon) 구동명령을 생성하는 유도조종보드(GCC : Guidance and Control Card), 유도명령을 전송받아 구동제어 알고리즘

을 수행하여 좌/우측 플랩퍼론 구동기 제어명령을 생성하는 구동제어보드(ACC : Actuator Control Card), 플랩퍼론 구동기 제어 및 구동각 측정을 수행하는 구동보도(DRV : DRiVe card), 전개서보 모터 제어를 위한 전개구동보드(DDC : Deploying Drive Card) 및 항공기 조종사로부터 명령을 수신하여 유도조종 모듈로 전달하는 자료송수신보드(DTC : Data Transfer Card)로 구성되어 있으며 구성도는 Fig. 3과 같다.

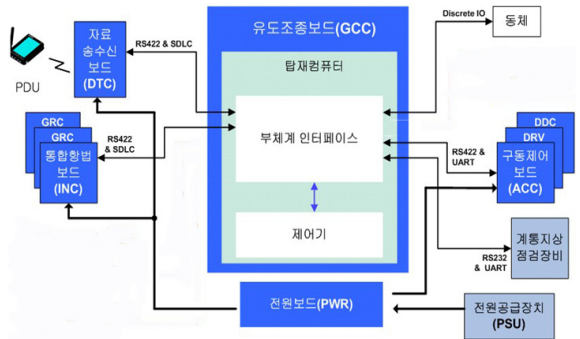


Fig. 3. 비행제어장치 구성도

Table 1. 유도조종모듈 기본 성능

구분	기본성능
프로세서	TMS320F2812
외부 통신방식	RS422 SDLC 1Mbps RS422 UART 115.2Kbps RS232 UART 115.2Kbps
수행주기	50Hz
동작전원	+5VDC, ±15VDC
구동명령 범위	+30deg ~ -30deg
이산신호 입력	투하신호 날개전개 완료 신호
이산신호 출력	상태 표시 신호

Table 1에서는 비행제어장치의 주요 구성품인 유도조종 모듈의 기본적인 성능을 기술 하였다

개발된 유도조종 모듈은 RS232, RS422의 직렬 통신을 통해 외부 모듈들과 연동을 할 수 있도록 설계하였다. 50Hz의 주기로 운용되는 유도조종 모듈은 GPS 유도폭탄이 항공기로부터 분리 정보인 투하신호와 초기

에 외부 간섭을 고려해 접혀진 상태의 날개가 투하후 전개 완료 정보를 제공하는 상태 신호를 이용하여 비행모드 진입과 유도조종 알고리즘의 수행 단계를 결정하며, 지상에서 유도조종 모듈의 상태를 외부에서 쉽게 확인할 수 있도록 이산출력 신호를 이용하여 상태를 표시하도록 설계하였다.

유도조종 모듈의 하드웨어는 CPU부와 통신처리로 설계하였으며, CPU부는 유도조종 알고리즘 처리를 위해 TI사의 DSP TMS320F2812를 사용하여 설계하였고, 메모리는 DSP 내부 메모리를 사용하였다. 통신처리부는 모듈들 사이의 통신 인터페이스를 담당하며 RS422 방식의 SDLC 및 UART 인터페이스를 사용한다.

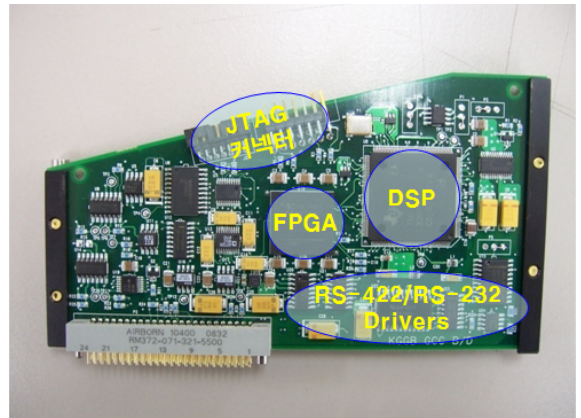


Fig. 6. 유도조종 보드

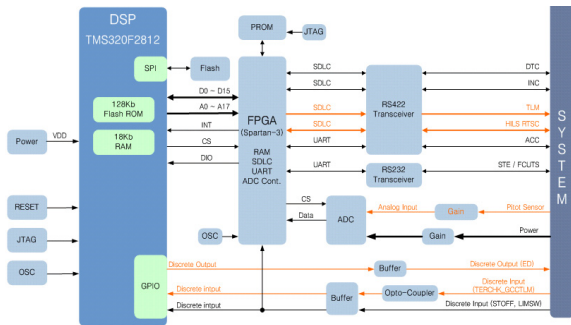


Fig. 4. 유도조종 모듈 하드웨어 블록도

Fig. 4는 유도조종 모듈의 하드웨어적 구성도이고, Fig. 5는 유도조종보드, 전원보드, 통합항법보드, GPS 수신보드, 자료송수신보드, 구동제어보드, 구동보드, 전개구동 보드가 장착된 비행제어장치의 내부를 보여주고 있다.

유도조종 모듈의 주요 구성품인 유도조종 보드와 이를 비행제어장치에 장착하기 위한 좌/우측의 모기판 보드는 Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8의 보드 형태로 제작하였다.



Fig. 7. 우측 모기판

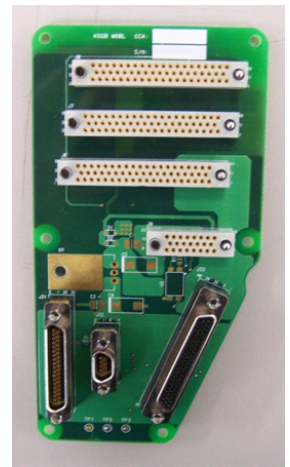


Fig. 8. 좌측 모기판

#### 나. 운영 소프트웨어 설계

유도조종모듈은 그 특성상 실시간 시스템의 규격이 요구된다. 여기에서 실시간 시스템이란 미리 잘 정의된 입력 신호들과 출력 신호들이 제한된 시간 영역에서 적절히 분배되어 처리되면서 응용 프로그램을 실행하는 시스템을 의미한다. 실시간 시스템의 요구조건을 만족하기 위하여 경성 실시간을 보장하는 상용 실시간 운영체제를 사용하는 경우에는 컴퓨터 자원의 많은 용량 확보를 필요로 하는데, 이는 유도조종모듈의 하드웨어의 허용 크기 제한 조건을 충족할 수 없으며 요구조건 검증을 위하여 많은 비용과 시간이 소요되는 단점을 가지고 있다. 따라서 유도조종 모듈을 위한 운영 소프트웨어는 실시간 요구조건과 비용 효과 등을 함께 고려하여 안정성과 신뢰성을 만족하는 실시간 운영체



Fig. 5. 비행제어장치 내부

제를 개발하는 대신에 실시간 스케줄러를 개발하여 적용하였다<sup>[2]</sup>.

실시간 스케줄러의 설계를 위한 기본적인 요구 조건으로는 모든 태스크가 우선순위에 따라 실행되어야 하고, 일정한 주기에 따라 요구되는 모든 태스크가 주어진 시간 내에 실행되어야 하는 실시간성을 보장하여야 한다. 이러한 요구조건을 만족하는 스케줄러의 설계를 위하여 스케줄러는 프로세서 고정 순위 기법에 따라 태스크의 실행 순서를 설정하여 우선순위가 높은 태스크로부터 순차적으로 실행하게 함으로써 실시간 태스크 관리 기능을 구현하였다. 또한 스케줄러는 전경/배경 방식의 설계 방식을 적용하지 않고 유도조종 모듈이 외부의 여러 센서 신호로부터 신호를 획득하고 제어 알고리즘 연산을 수행하고 구동면을 제어하는 신호를 출력하는 모든 태스크들의 수행에 대하여 실시간 처리 능력을 보장하기 위하여 비동기적으로 발생하는 이벤트인 인터럽트 서비스 루틴의 사용을 제한하고 타임 트리거 구조 방식<sup>[3,4]</sup>을 적용하여 서브시스템들에 대한 버스 스케줄링을 설계하였다.

유도조종 모듈은 50Hz 주기로 유도조종 알고리즘을 수행하며, 이를 위하여 입출력 버스의 스케줄러는 통합항법 모듈 및 자료송수신 모듈로 부터의 입력신호를 1Mbps 속도로 RS422 SDLC 통신을 이용하여 수신하며, 구동제어 모듈로 출력 신호를 115.2kbps 속도로 RS422 UART 통신을 이용하여 송신하도록 설계하였다. Fig. 9는 유도조종 모듈의 RS422 SDLC 통신 및 RS422 UART 통신을 위한 송수신 메시지의 프레임 형태를 나타내고 있다.

Start Flag	Addr Field	Data 영역				CRC	End Flag
		Msg. ID	Length	Status	Data		

(a) RS422 SDLC 통신 메시지 포맷

Header	Msg. ID	Length	Data	CRC
--------	---------	--------	------	-----

(b) RS422 UART 통신 메시지 포맷

Fig. 9. 유도조종모듈의 통신 메시지 포맷

SDLC 통신 메시지는 시작과 끝을 나타내는 플래그, SDLC 수신 주소를 나타내는 Address field, 메시지의 종류에 해당하는 Message ID, 데이터 크기를 바이트 단위로 나타내는 Length, 수신부에서 응답할 경우 수신

상태를 표시하는 Status, 전송 데이터, Address field로부터 전송 데이터 영역까지의 CRC로 구성된다. 또한 UART 통신 메시지는 패킷의 시작 문자로서 0xAA를 전송하는 헤더부분을 포함한 Message ID, Length, 전송 데이터, CRC로 구성된다.

각 모듈간에 사용되는 명령 메시지와 응답 메시지의 종류는 Table 2와 같다.

Table 2. 사용된 명령 및 응답 메시지

대상장비	명령 메시지	응답 메시지
자료송수신 모듈	상태점검 요구 임무계획 확인 임무계획 삭제 BIT 결과 전송	점검결과 임무계획데이터
통합항법 모듈	상태점검 요구 초기정렬 요청 항법데이터 요청	점검결과 초기정렬상태 항법데이터
구동제어 모듈	상태점검 요구 구동명령	점검결과 구동기상태정보

유도조종모듈의 기본 동작은 Fig. 10과 같이 나타내었다.

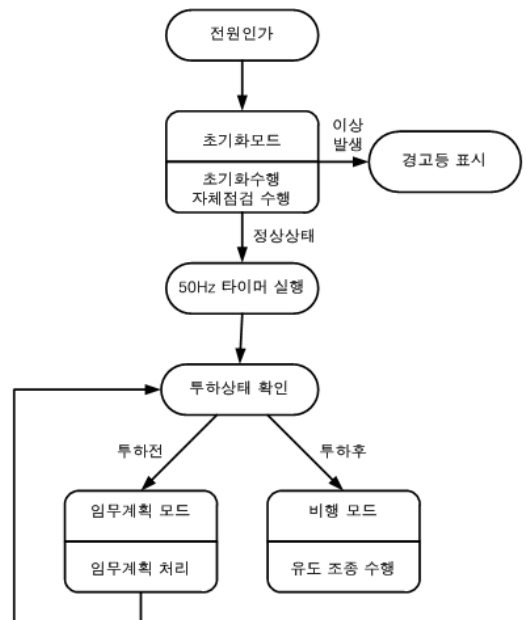


Fig. 10. 유도조종 모듈 기본 기능

유도조종 모듈은 전원이 인가된 후 보드의 초기화 모드를 수행한다. 초기화 모드는 유도조종 모듈의 초기화 수행 및 자체점검 수행으로 구성된다. 초기화는 내외장 메모리의 초기화, 시스템 clock 및 watchdog 설정, 입출력 신호 초기화, 인터럽트 초기화, 타이머 초기화 등의 하드웨어 초기화 작업과 소프트웨어 변수들의 초기화를 수행한다. 초기화 작업이 완료되면 비행제어장치의 구성 모듈들의 자체점검 및 모듈간의 통신상태 점검을 위한 자체점검을 수행하여 결함 발생 여부를 외부 상태 표시등을 이용하여 표시하고, 결함이 없는 경우는 유도조종 모듈의 메인 주기인 50Hz 동작을 수행하기 위하여 주기 타이머를 구동시켜 주기 동작을 수행한다. 유도조종 모듈이 20ms의 타이머를 이용하여 주기 동작을 수행하게 되면 모드 전환을 위해 GPS 유도폭탄에 장착된 투하 신호 생성용 스위치로부터 입력되는 디스크리트 신호를 이용하여 탄이 항공기로부터 분리 상태 여부를 확인하고 투하 전에는 임무계획모드를 수행하고, 투하 후에는 비행모드를 수행한다.

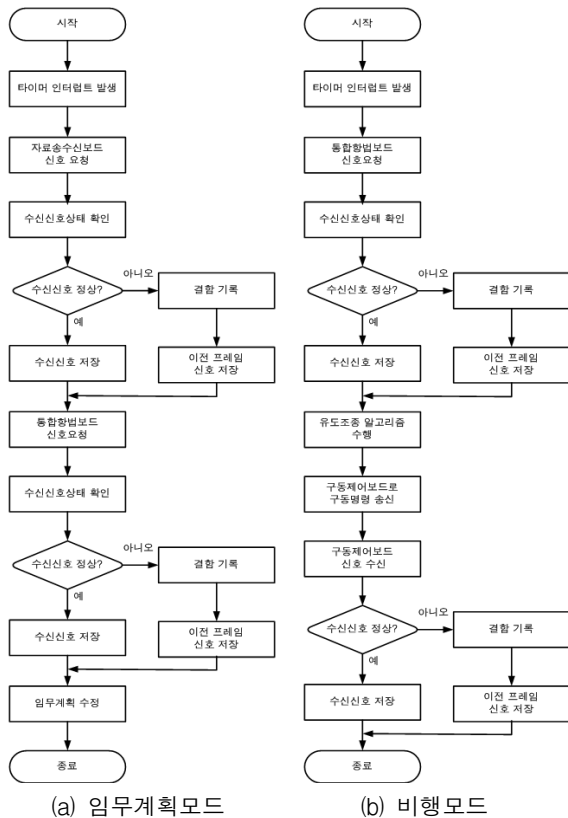


Fig. 11. 유도조종보드의 주기 동작 흐름도

탄이 항공기로부터 분리되기 전에는 유도조종 모듈은 자료송수신 모듈을 통해 조종사로부터 입력된 임무 정보를 수신하여 임무계획을 수정하는 임무계획모드를 수행한다. 탄이 항공기로부터 분리된 후 유도조종 모듈은 비행모드로 진입하며, 이때 자료송수신 모듈을 통해 입력되는 수신 신호는 배제하고, 통합항법 모듈을 통해 입력되는 항법정보를 이용하여 유도조종 알고리즘을 수행하고 계산된 구동 신호를 구동제어 모듈로 출력한다. Fig. 11은 임무계획 모드 및 비행 모드에서 유도조종 모듈의 동작 흐름도를 나타낸다.

### 3. 유도조종 모듈 검증

개발된 유도조종 모듈의 검증을 위한 단계는 Fig. 12와 같다.

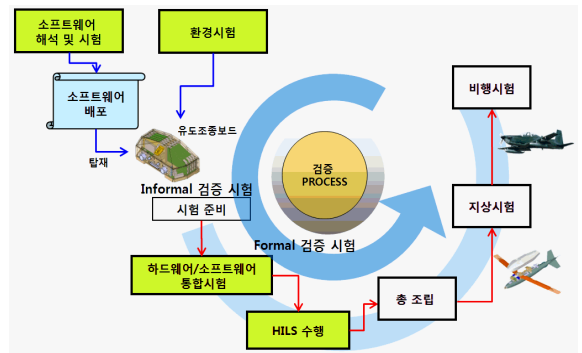


Fig. 12. 유도조종 모듈 검증 단계

유도조종 모듈의 검증은 하드웨어 및 소프트웨어의 개발단계에서 독립적인 시험을 수행하고 이를 통합하여 하드웨어/소프트웨어의 통합시험, HILS 시험을 수행하였으며, 최종 조립을 완료한 상태에서 지상시험 및 비행시험을 통해 기능 검증을 완료하였다.

유도조종 모듈의 탑재 소프트웨어 검증은 해석, 단위시험 및 소프트웨어 통합시험 단계를 통해 수행하였다. 먼저 소프트웨어의 스케줄러 실시간성 검증을 위하여 모듈별 수행시간 측정을 통해 소프트웨어의 처리 허용도를 확인하였다. 소프트웨어 처리 허용도의 목표치는 안정적인 동작과 향후 수정을 고려하여 80%를 목표로 설계하였으며, 설계된 소프트웨어는 20msec 주기 중 16.54msec 동안 수행되어 총 82.7% 임을 확인하였으며, 이는 탄의 성능 시험 수행을 위해서 비행시험

기간 동안 수행되는 원격계측정보송신을 위한 2.9msec의 수행시간을 포함한 것으로 이를 제외하면 13.64 msec의 수행시간이 걸려 총 68.2%의 처리시간이 사용됨을 확인하였다.

Fig. 13은 소프트웨어 처리 허용도 계산을 위한 모듈별 수행시간 측정 화면이며, 모듈별 수행시간은 Table 3과 같다.

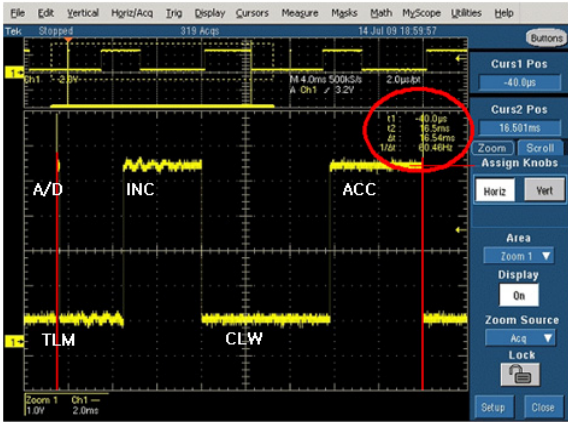


Fig. 13. 소프트웨어 모듈별 수행시간 측정

Table 3. 수행 모듈별 수행시간

TASK (Worst Case)	측정시간 (ms)	비고
A/D 변환	0.14	-
TLM (원격계측정보 송신)	2.9	-
INC (항법정보 송수신)	3.5	수신 delay 3.3ms 버퍼초기화 0.2ms
CLW (제어기 동작)	5.8	-
ACC (구동신호 송수신)	4.2	송신기간 0.7ms 수신 delay 3.3ms 버퍼초기화 0.2ms
Total	16.54 (82.7%)	-

소프트웨어의 단위시험은 화이트 박스 테스트를 수행하였으며 소프트웨어 모듈의 기능, 입출력 파라미터,

예상 값 등을 분석하여 시험 케이스를 정의하고 수행하는 기능 테스트와 프로그램의 내부 구조와 논리 구조를 기초로 Statement Coverage, Branch Coverage, MC/DC Coverage의 커버리지 분석을 수행하였다. 이때 시험 도구로는 상용 소프트웨어시험 도구인 LDRA를 이용하여 단위시험을 수행하였으며, 에뮬레이터를 이용하여 소프트웨어 요구도 검증을 위한 기능시험을 수행하였다<sup>[5]</sup>.

유도조종 모듈의 하드웨어 검증을 위하여 전용 점검장비를 개발하여 전원상태, 이산신호 상태, 통신 상태 및 배선 연결 상태 등의 기능점검을 수행하고 운용환경을 고려하여 온도, 습도, 진동, 충격 등의 환경시험<sup>[6]</sup>과 전자기파 간섭시험<sup>[7]</sup>을 수행하였다.

전용 점검장비는 유도조종보드의 입력 데이터를 모사해주고 출력 데이터를 획득하여 예상 출력값과 비교하여 유도조종보드의 이상 유무를 확인하는 기능을 수행한다. Fig. 14는 점검장비를 이용하여 통합시험을 수행하기 위한 환경을 나타낸다.

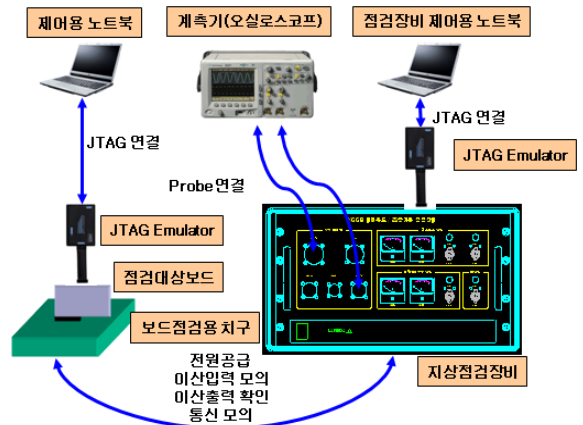


Fig. 14. 하드웨어/소프트웨어 통합시험 환경

시험단계는 통합시험, 기능시험, 환경시험 및 전자기파 간섭시험으로 각 목적에 따라서 시험항목을 설정하여 시험을 수행하였다. Table 4는 각 단계별로 수행하였던 시험의 목적과 시험 항목을 정리하였다.

하드웨어, 소프트웨어 통합시험이 완료된 후 응용 프로그램인 제어 알고리즘의 성능 검증을 위하여 Fig. 15의 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 환경을 구성하고 시험을 수행 완료하였다.

HILS 시험 수행을 완료한 장비는 최종 시스템 조립 단계를 거쳐 기능시험 및 외부 연동시험을 포함한 지

상시험과 비행시험 수행을 통해 설계 요구조건을 만족함을 확인하였다.

Table 4. 단계별 시험 항목

시험단계	시험목적	시험항목
통합시험	비행 제어 장치의 탑재 구성품 인터페이스 확인	전원 상태 이산신호 연결상태 통신 연결상태
기능시험	유도 조종 모듈의 정상 동작 확인	전원 점검 유도조종모듈 BIT 이산신호 점검 통신신호 점검 배선 점검
환경시험	운용 및 저장 환경에서 동작 상태 확인	기능시험
전자기파 간섭시험	운용 중 예상되는 전자기파 간섭 환경에서 동작 상태 확인	기능시험

의 유도조종 기능을 수행하는 유도조종 모듈을 설계 및 제작하였다. 유도조종 모듈은 직렬 통신을 이용하여 외부 모듈들과의 인터페이스를 설계하였으며, 경성 실시간 운영체제의 요구조건을 만족하기 위하여 타임 트리거 구조 방식의 스케줄러를 기반으로 50Hz 주기로 플래퍼론을 구동하는 유도조종 알고리즘을 설계하였다.

본 논문에서는 유도조종 모듈의 설계 내용과 제작된 유도조종 모듈의 개발시험, 지상시험 및 비행시험 결과에 대하여 기술하였으며, 수행된 시험을 통해 유도조종 모듈이 정의된 성능 요구조건을 만족함을 확인하였다.

### References

- [1] 윤형식 외 7명, “특허 제2006-30540호 일반폭탄용 비행보조체”, 2006. 4. 11.
- [2] 박동철, 김태연, 유준, “원자력 안전계통의 실시간 스케줄러 구현”, 대한전기학회 2007 CICS 정보 및 제어학술대회 논문집, pp. 215~216, 2007. 10.
- [3] C. Scheidler, G. Heiner, R. Sasse, E. Fuchs, H. Kopetz, C. Temple, “Time-Triggered Architecture (TAA)” in Advances in Information Technologies : The Business Challenges, IOS Press, pp. 758~765, 1977.
- [4] G. Heiner, T. Thurner, “Time-Triggered Architecture for Safety-Related Distributed Real-Time Systems in Transportation Systems”, In Proceedings of the 28th Annual Symposium on Fault-Tolerant Computing, FTCS, IEEE, pp. 402~407, June 1998.
- [5] 윤형식, 황선유, “LDRA를 이용한 중거리 GPS 유도킷트 유도조종 소프트웨어 유닛테스트 결과 보고서”, 국방과학연구소, ADDR-401-090617, 2009.
- [6] 임흥식, 한종표, “중거리 GPS 유도킷트 비행제어장치 환경시험 결과 보고서”, 국방과학연구소, ADDR-401-100122, 2010.
- [7] 임흥식, 한종표, “중거리 GPS 유도킷트 비행제어장치 전자기간섭시험 결과 보고서”, 국방과학연구소, ADDR-401-100436, 2010.

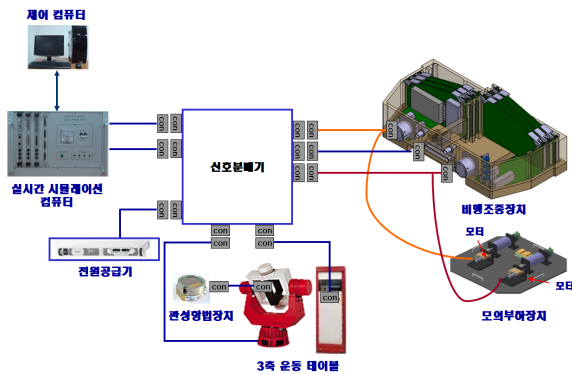


Fig. 15. HILS 구성 환경

### 4. 결론

재래식 유도폭탄에 GPS 방식의 유도 기능을 추가하여 정확도와 사거리를 향상시킨 GPS 정밀유도폭탄