

## 技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.446>

## 무인기 항공전자시스템 요구도 검증을 위한 통합시험환경 개발

조영우\*, 김봉규\*, 박재성\*, 이재억\*

## Development of System Integration Laboratory for the Verification of UAV Avionics System Requirements

Young-Wo Jo\*, Bong-Gyu Kim\*, Jae-Sung Park\* and Jae-Uk Lee\*

## ABSTRACT

As part of the integration phases in developing a UAV, a System Integration Laboratory (SIL) has been developed to provide integrated test capability for the verification of avionics system requirements. The SIL has realized primary functions that are common in manned aircraft SIL's, and specialized laying stress on test data visualization and test automation under the closed-loop structure of the ground control simulation, aircraft simulation and flight simulation components. Those design results have led to easy and sure verification of lots of complex requirements of the UAV avionics system. The functions and performances of the SIL have been proved in four gradational test steps and checked to operate successfully in aircraft System Integration Test Environment for the integration of UAV ground station and aircraft.

## 초 록

무인기 개발 시 항공전자시스템의 요구도 검증을 위해 통합시험능력을 제공하는 통합 시험환경(SIL)을 개발하였다. 개발된 SIL은 유인항공기 SIL이 보유하고 있는 기능들을 기본적으로 제공하며, 각 구성품인 지상제어 모의, 비행체 모의, 비행환경 모의가 폐루프(Closed-Loop)로 연동되는 구조 하에서 시험 데이터의 가시화 및 시험자동화에 중점을 두고 설계되었다. 이로써 무인기의 복잡하고 수많은 요구도가 개발된 SIL을 통해 간편하고 정확하게 검증될 수 있었다. 개발된 SIL은 4단계의 검증과정을 통해 기능 및 성능의 정확성과 신뢰성이 검증되었으며, 무인기 지상체 및 비행체 통합을 위한 체계 SIL에서도 정상 동작함을 확인하였다.

**Key Words** : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기/무인기), System Integration Laboratory(통합시험환경), Avionics System Requirements Verification(항공전자시스템 요구도 검증), Integrated Test Capability(통합시험능력)

## 1. 서 론

항공기 개발 시 항공전자 시스템(Avionics

† 2011년 11월 21일 접수 ~ 2012년 4월 18일 심사완료

\* 정희원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : seteh@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35호

System, 이하 항전시스템)은 비행 전 여러 단계의 통합시험(Integration Test)을 통해 요구도가 검증되어야 하며, 이를 위해 통합시험환경(System Integration Laboratory, 이하 SIL)이라고 하는 시험 시설이 필요하다.

이러한 SIL은 대개 항공기에 탑재되는 실제 장비들을 항공기와 같이 연결하고, 다양한 기술

시험을 위해 항전장비 및 비행환경을 모의하는 컴퓨터 소프트웨어 모델들과 시험도구들을 제공한다. 시험도구는 각종 신호형태의 데이터를 모니터링 하거나, 저장 및 분석하는 기능, 고장대처 능력을 시험하기 위한 고장 모의발생 등 다양한 기능들을 제공한다.

항전장비의 모델을 사용하여 기술시험을 하는 이유는 실제 장비들은 크기, 비용 등의 문제로 SIL에 장착하기 어려운 경우가 종종 있고, 실제 장비를 정의된 모든 상태(State)와 모드(Mode)에서 동작하도록 운용조건을 맞추어 시험하는 것이 어렵기 때문이다. 이에 따라 SIL은 모델링 및 시뮬레이션 기법(M&S)을 활용하여 항전장비의 기능/성능과 시험데이터를 모의하는 기능을 제공할 뿐만 아니라, 항공기의 외부 비행환경과 비행 운동 모의처럼 비행을 하지 않고도 실제와 유사한 환경에서 시험을 수행할 수 있도록 한다.

SIL의 개발사례를 살펴보면, 고등훈련기 T-50 항전시스템의 개발에는 Lockheed Martin사의 AHB(Avionics Hot Bench)가 사용되었고[1], 국내 한국항공(주)에서는 상용화된 기성개발품을 활용하는 개방형 시스템 구조를 채택하여 다양한 항전장비 모델들을 탑재한 새로운 AHB를 개발한 바 있다[2]. Boeing사는 F-15K 항전시스템 검증을 위해 AIF(Avionics Integration Facility)를 개발하여, 레이더 시험, 실제 표적 및 무장 시험, EW(Electronic Warfare) 시험 등에 활용하였다[3]. 수리온 기동헬기 사업에서는 임무탑재체계에 대한 통합시험환경을 개발하였는데, 이는 Window 기반의 소프트 실시간 시스템 환경 하에서 실행되는 다양한 탑재 항전장비의 모델들을 포함하였다[4].

이러한 SIL은 대상 항공기 항전시스템의 요구도와 탑재장비에 따라 개발범위와 내용이 많이 달라지게 된다. 하지만 SIL 요구도 설정과 구현 방법에는 제작사의 오랜 기간에 걸친 노하우가 포함되어 있어 기술이전이 제한되는 분야이다.

본 논문에서 기술하는 SIL은 국내에서 개발경험이 많지 않은 고정익 무인기 항전시스템을 대상으로 한다. 무인기는 입력된 비행계획에 따라 자동 비행하며 임무를 수행하고, 다양한 고장상황에 대처하도록 장비 다중화 관리 및 비행통제에 관한 요구도가 매우 많고 복잡한 반면, 무인기 내부에서 처리된 결과를 쉽게 확인하기 어려운 특성이 있다. 개발된 SIL은 유인기 SIL이 보유하고 있는 기능들을 기본적으로 제공하면서도 요구도 검증의 효율성을 위해 시험데이터의 가시화 및 시험자동화에 중점을 두고 설계되었다.

본문의 내용은 개발된 SIL에 대한 요구도 분석결과를 기술하고, M&S 기법을 활용한 설계결과를 기술하며, SIL 기능/성능에 대한 검증방법 및 결과에 대해 기술한다.

## II. 본 론

### 2.1 요구도 분석

#### 2.1.1 시뮬레이션 제어

SIL은 항전장비들의 기능/성능을 모의하는 시뮬레이션 모델들과 시험도구들을 다중 실시간으로 실행하기 위한 제어 기능을 가져야 한다. 시뮬레이션 모델들은 실행 중에 상호간 및 입출력 장치와 데이터 교환이 가능해야 한다.

#### 2.1.2 항전장비 모델

SIL은 비행체에 탑재한 항전장비들의 기능/성능과 시험기능을 모의하는 시뮬레이션 모델들을 제공해야 한다. 각 모델들은 주어진 무인기 비행체 연동규격(Interface Control Document)에 따라 연동되어야 한다.

#### 2.1.3 항전장비 연동

SIL은 비행체에 탑재한 실제 항전장비들을 장착하여 연동할 수 있어야 한다. 실제 장비에 대응되는 시뮬레이션 모델은 장비와 상호 배타적으로 선택 운용되어야 한다. 비행안전을 위해 다중화된 장비에 대해 시뮬레이션 모델은 다중화 운용 및 실제 장비와 혼합운용이 가능해야 한다.

#### 2.1.4 비행환경 모의

SIL은 무인기의 외부 비행환경(대기, 바람 등)과 비행 운동을 가시적으로 모의하여야 한다. 비행모의기는 항전시스템으로부터의 비행명령에 의한 자동 비행이나 사용자의 수동조종으로 비행이 가능하여야 한다.

#### 2.1.5 지상제어 모의

SIL은 무인기 제어를 위한 지상제어 명령 및 임무계획을 간편하게 생성하여 비행체로 전송해야 하고, 비행체의 상태정보와 비행상황을 운용자가 간편하게 인지할 수 있도록 해야 한다.

#### 2.1.6 시험도구

SIL에 탑재된 실제 항전장비 및 모델들의 입출력 신호들을 효율적으로 모니터링 및 분석할 수 있는 시험도구들을 제공해야 한다. 입출력 신호들은 고장인가가 가능해야 한다.

## 2.2 SIL 개발

### 2.2.1 SIL 구조

상기의 요구도를 만족하기 위해 SIL을 Fig. 1 과 같은 구성품으로 설계하였다. 항전장비콘솔(Avionics Equipment Console : AEC)은 항전시스템의 실제 장비들을 탑재하고 비행체와 동일하게 연결된다.

운용자시험콘솔(Operating Test Console : OTC)은 2대의 PC(Personal Computer)를 탑재하여 비행체의 기능과 지상제어 모의 기능을 수행하고, 임무컴퓨터(Mission Computer : MC)를 탑재 운용하기 위해 별도의 통풍장치가 설치된다.

항공전자모의콘솔(Avionics Simulation Console : ASC)은 실시간 처리가 가능한 하드웨어(Single Board Computers : SBC, Input/Output Boards)와 운영체제(Operating System) 및 각종 소프트웨어 시험도구를 탑재하여 시뮬레이션 모델을 실행하고, 실제 장비나 모델의 입출력 데이터(신호)를 모니터링 및 분석하도록 한다.

SIL 구성품들의 기능적 구조는 Fig. 2와 같다. 비행체 모의는 실제 장비들(AEC)과 장비들의 기능/성능을 모의하는 시뮬레이션 모델 및 시뮬레이션 제어 시스템(ASC)으로 구성된다. 항전장비 중 하나인 비행조종컴퓨터(Flight Control Computer : FLCC) 또는 시뮬레이션 모델은 비행환경 모의의 모듈로 무인기의 다음 비행경로점(Steer Point)을 출력한다.

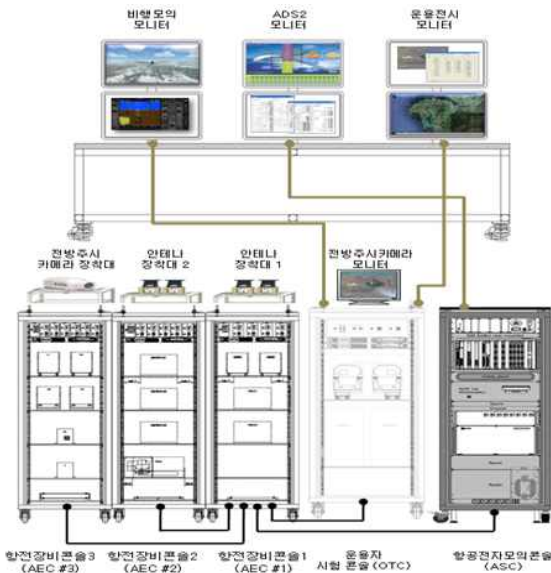


Fig. 1. SIL 구성품 및 연결



Fig. 2. SIL 기능 구성품

비행환경 모의(Flight Simulator)는 사용자의 조종간 입력에 의한 수동조종 비행 또는 비행체 모의로부터 전송된 비행경로점을 따라 자동비행 하면서 비행정보(위치, 속도 등)를 출력한다.

지상제어 모의는 비행을 통제하고 비행체 정보를 전시하기 위한 비행통제 모듈과 임무계획 및 비행정보를 지도를 배경으로 도시하는 상황전시 모듈로 구성된다.

항전장비들과 시뮬레이션 모델들의 연동구조는 Fig. 3과 같다. SIL에 탑재하는 항전장비는 임무컴퓨터(MC), 비행조종컴퓨터(FLCC) 등의 주통제 컴퓨터들과 관성위성항법(Inertial Navigation System/Global Positioning System : INS/GPS), 레이더고도계(Radio Altimeter : RALT), 피아식별장치, 충돌회피경고장치, 영상장치, 데이터링크장치 등 11종의 장비들이 있고, 대응하는 시뮬레이션 모델은 15종(모델만 있는 경우 포함)이 개발되었다.

실제 장비나 모델은 3중화된 MIL-STD-1553B 버스를 통해 주로 연동되며, 비행안전성요구 수준에 따라 단일, 이중 또는 3중화 구조(Redundancy)로 운용된다. 1553B 통신이 아닌 다른 표준의 장비들은 ARINC-429, RS-422, 이산신호(Discrete), 아날로그 신호 등으로 연동된다. 시뮬레이션 모델 중 충돌회피경고장치 모델은 상대항공기에 대한 TA/RA(Traffic Alert/Resolution Alert) 모의 기능이 있고, INS/GPS 모델은 RTCM-104 DGPS(Differential Global Positioning System) 데이터 모의 기능이 있다. 데이터링크 모델은 Hot/Standby 이중화 운용 모의가 가능하고, FLCC 모델은 비행모의기 제어 기능을 가지고 있다. 시뮬레이션 모델은 실제 장비와 1:1로 대응되며, 사용자가 AEC 랙에서 실제 장비 운용 또는 모델 운용을 선택하면 하드웨어적으로 전환된다.

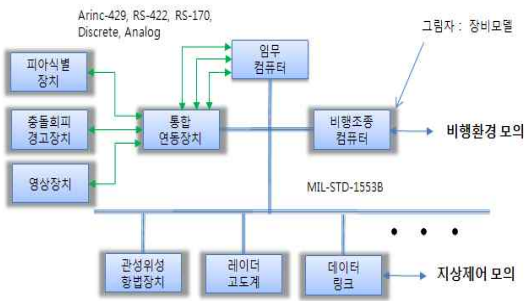


Fig. 3. SIL 실제장비/모델 연동 구조

2.2.2 시뮬레이션 제어

시뮬레이션 모델들과 시험도구들을 실시간으로 다중 실행하기 위해 상용품[5]의 시뮬레이션 제어 시스템을 사용하였다. Fig. 4는 그 구조를 나타낸다.

상용품은 실시간 데이터베이스(Real-time Database : RDB)를 기반으로 SIL 개발자가 작성하는 시뮬레이션 모델의 하드웨어 입출력과 모델간 데이터 공유를 지원한다. 이를 위해 개발자는 RDB Map 테이블을 작성해야 한다. 상용품은 또한 사용자 인터페이스를 위한 패널 작성 도구, 데이터 로깅, 그래픽 도구, ATL(Automatic Test Language)를 사용한 시험자동화 기능 등을 지원한다.

Fig. 5는 시뮬레이션 모델들의 스케줄링(Scheduling) 설계 결과이다. 모델들은 대응되는 실제 장비들의 입출력 메시지 통신주기를 만족하도록 최대 50Hz로 실행되며, 10msec 주프레임(Major Frame)간 교대 실행을 통해 부하가 균등하게 분산되도록 설계되었다. 주프레임 내부의 부프레임(Minor Frame)은 부하분산 효과가 작아 설계에 적용되지 않았다. 모델들은 최대 실행시간 분석을 통해 3개의 SBC 간에 분할 할당되었고, SBC-1은 시뮬레이션 제어 시스템 자체 소프트웨어의 실행을 위해 부하가 작은 모델들을 실행하도록 설계하였다.



Fig. 4. 시뮬레이션 제어 시스템 구조

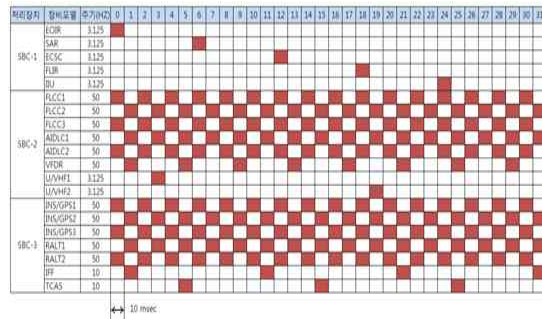


Fig. 5. 시뮬레이션 모드 스케줄링

2.2.3 항전장비 모델 및 실제 장비 연동

시뮬레이션 모델들의 처리흐름은 Fig. 6과 같이 공통적으로 설계하여 개발과 유지관리를 쉽게 하였다. 모델 내부에서 입출력 하드웨어에 대한 제어는 RDB를 통해 이루어진다. 즉, 시뮬레이션 제어 시스템은 모델이 필요로 하는 입력정보를 RDB에 기록/관리 하고, 모델은 실행시점에서 RDB로부터 데이터를 입력하여 현재 상태와 모드에 따라 처리한다. 모델에서 처리 결과를 다시 RDB에 기록하면 시뮬레이션 제어 시스템이 입출력 하드웨어로 출력한다. 인터페이스 할 대상 하드웨어, 시점, 방법, 동기화 처리 등은 RDB Map(Input Output Map, Simulation Interface Definition)을 통해 설정된다. 각각의 시뮬레이션 모델들은 실제 장비의 기능/성능과 시험기능을 모의하도록 Finite State Machine 방식으로 동작 한다.

Fig. 7은 대표적 항전장비 중 하나인 INS/GPS의 모델 상태/모드 천이도이다. 상태는 OFF, POWER-ON, FAIL, OPERATIONAL로 구분되며, OPERATIONAL 상태는 ALIGN, NAV 등

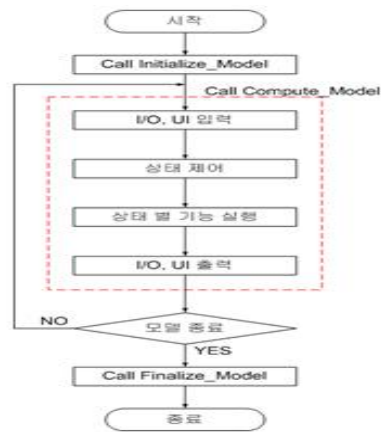


Fig. 6. 모델 처리 흐름

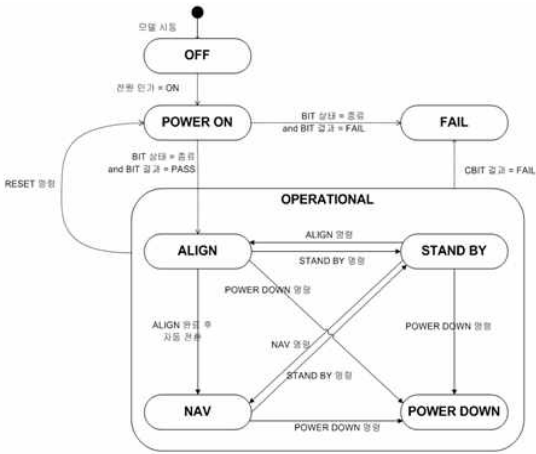


Fig. 7. INS/GPS 모델 상태와 모드

다시 몇 개의 서브상태와 모드로 세분된다. 각 상태와 모드에서는 MC로부터의 제어명령과 내부 이벤트에 따라 다른 상태/모드로 천이가 발생한다. 다른 항전장비의 모델들도 이와 유사한 방식으로 동작한다.

Fig. 8은 INS/GPS 모델의 사용자 인터페이스 (User Interface : UI)를 나타낸다. UI는 모델의 입력 데이터 영역과 출력 데이터 영역, 모델의 동작을 제어하는 영역으로 구분하여 시험의 편리성을 제공하였다. 모델의 동작제어 기능은 입출력 하드웨어 고장모의, 자체점검 결과설정 (Built-In-Test), 상태/모드에서의 시험 데이터 입력 등에 사용되며, 모델의 코드를 수정하지 않고도 다양한 조건에서 시험을 수행할 수 있도록 설계되었다. UI는 또한 모델 대신 실제 장비가 사용될 때에도 동일한 UI가 사용되도록 효율적으로 설계하였다. 다른 항전장비의 모델들도 이와 유사한 UI를 제공한다.

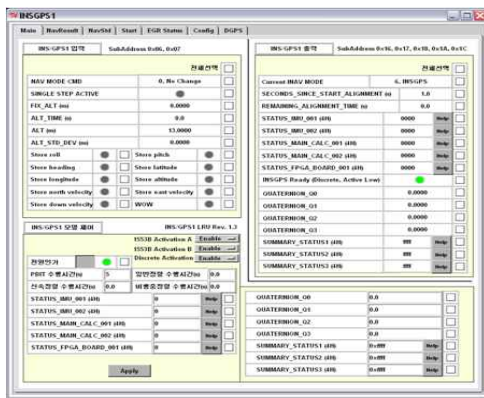


Fig. 8. INS/GPS 모델 사용자 인터페이스

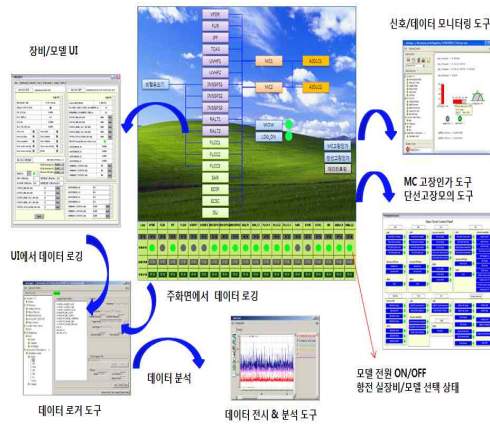


Fig. 9. SIL 주 화면

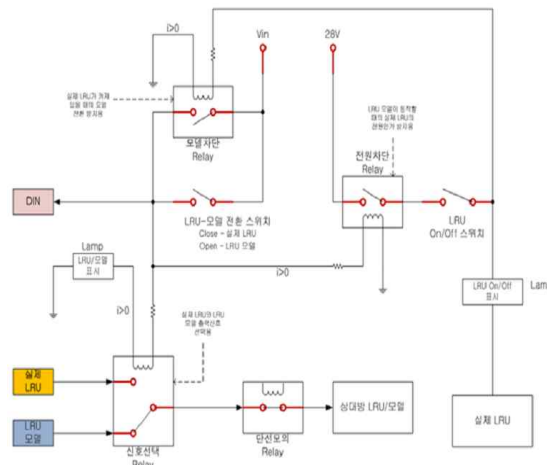


Fig. 10. 실제장비/모델 선택

Fig. 9는 SIL의 주화면으로서 상위 수준의 SIL 기능을 통제한다. 주화면에서 특정 장비 아이콘을 클릭하면 해당 UI가 호출되어 실제 장비 또는 모델의 입력, 출력을 바로 확인할 수 있으며, 보다 상세한 데이터 확인이 필요하면 모니터링 도구를 호출할 수 있다. 데이터의 동적인 변화를 확인하고자 할 때는 UI에서 해당 항목을 체크한 상태에서 로깅을 시작하면 스크립트 언어를 사용하여 데이터로거 도구 및 전신&분석 도구가 자동으로 작동되어 각종 시험도구를 통합된 환경에서 사용할 수 있도록 설계하였다.

주화면에서는 또한 MC의 내부 하드웨어 고장이 발생되도록 제어하는 MC고장인가 도구와 항전시스템 실제 장비의 외부 신호선에 대해 단신 (Open) 고장을 발생시키는 고장모의 도구를 호출할 수 있다.

Fig. 10은 AEC 랙에서 실제 장비 또는 모델의 선택 운용을 위한 회로 설계로서, 실제 장비가 운용될 때 대응 모델은 실행될 수 없으며(모델 차단 릴레이), 모델이 실행될 때는 실제 장비의 전원이 인가되지 않도록 하여(전원 차단 릴레이) 장비 손상과 오동작을 방지한다.

2.2.4 비행환경 모의

비행환경 모의는 무인기의 비행을 모의하는 부분이다. Fig. 11은 비행환경 모의 구조를 나타낸다.

실제 비행을 모의하는 비행모의기는 상품품인 Microsoft ESP(Enterprise Simulation Platform)를 사용하였으며, 비행모드나 경로점 제어를 위해 SimConnect API(Application Program Interface)를 사용하여 응용프로그램을 개발하였다.

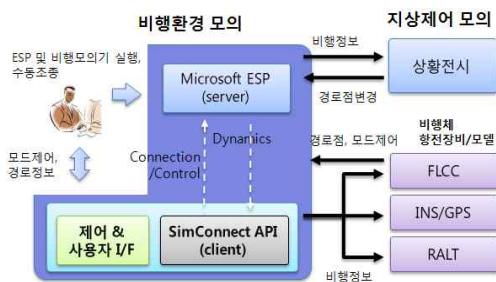


Fig. 11. 비행환경 모의 구조

비행환경 모의가 실행되면 내부적으로 ESP를 실행하여 연결하고, 사용자가 입력한 외부 비행환경(대기, 바람 등)에 대한 파라미터를 설정한다. 이후 비행체 FLCC 실제장비/모델로부터 경로점/모드 제어명령을 수신하여 Table 1과 같은 기능을 수행한다.

Table 1. 비행모의기 명령

명령	설명
이륙대기	이륙대기 지점으로 비행체를 이동
이륙	이륙 및 주어진 경로점으로 이동
착륙	주어진 경로점에서 자동착륙
이동	주어진 경로점으로 직선 비행
선회	원형의 경로점을 내부적으로 자동생성, 경로점을 따라 직선 비행
수동비행	수동비행체로 전환, 조종간 입력
자동비행	자동비행체로 전환

선회 기능은 현재 경로점을 중심으로 무인기를 선회시키기 위해 요구 선회반경과 속도에 따른 선회 궤적 상의 위치점 계산 및 도착판단 논리를 실행한다.

수동비행/자동비행 모드 전환은 무인기 자체의 비행요구도 뿐만 아니라 비정상 비행에 대한

항전시스템의 처리(예 : 도착점 이탈)를 시험하기 위한 기능으로서, AI(Artificial Intelligence) 객체 속성의 비행체 2대를 동시에 운용하며 모드에 따라 선택 활성화 하고, 비활성화된 비행체는 다른 비행체의 비행을 추종하도록 하여 모드전환에 따른 시간지연을 최소화 하였다.

활성화된 모의 비행체의 비행정보(Dynamics : 위치, 속도, 가속도, 자세정보 등)는 API 응용프로그램에서 주기적으로 추출되어 비행체 모의의 항전장비 또는 모델(FLCC, INS/GPS, RALT)로 전송된다.

2.2.5 지상제어 모의

지상제어 모의는 무인기의 지상제어를 모의하는 부분으로서 Fig. 12에 나타난 바와 같이 상황전시 모듈과 비행통제 모듈로 구성된다.

비행통제 모듈은 비행체 모의와 2중화된 이더넷(Ethernet)으로 연결되며, 비행제어를 위한 각종 명령(체제모드통제, 비행통제, 지상통제, 항전장비통제 등)과 임무계획을 비행체로 전송하고, 비행체정보(Built-In-Test 정보, 운용상태정보, 항전장비별 운용정보, 소프트웨어 버전정보 등)를 실시간으로 수신하여 화면에 전시한다.

임무계획 작성은 지상체 및 체제운용 모드별 비행 및 임무계획 정보를 엑셀(Excel) 양식으로 된 UI에서 입력하면 MDF(Mission Data File) 형식대로 자동 작성된다. 경로계획 작성을 위해서는 1000개의 경로점을 미리 내장하여 사용자가 선택만으로 쉽게 작성하도록 설계되었다(또는 지도상에서 사용자가 임의 지점 선택 가능).

상황전시 모듈은 지도 배경의 전술상황(무인기 위치, 경로계획, 경로점정보, 비행상황 등)을 전시하기 위해 상용의 Google Earth 지도에 KML(Keyhole Markup Language)을 사용하여 사용자의 그래픽 요소들을 구현하였다. 또, 시험의 효율성을 위해 모의 비행체를 원하는 경로점으로 즉시 이동 시킬 수 있는 기능도 제공한다. Fig. 13은 설계된 상황전시 화면을 나타낸다.

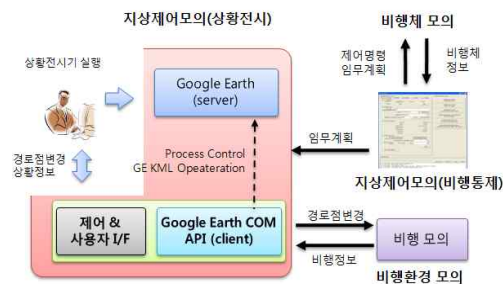


Fig. 12. 지상제어 모의 구조

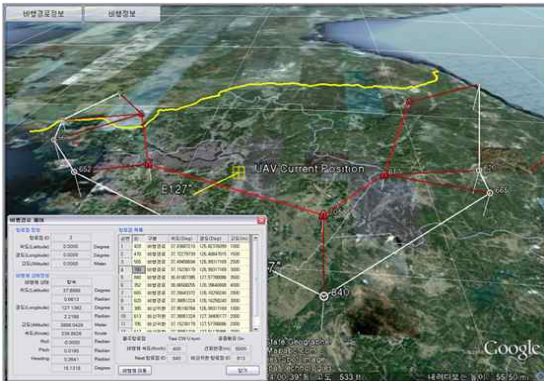


Fig. 13. 상황전시 화면

## 2.3 검증방법 및 결과

SIL은 무인기 항전시스템 개발에서 최종 단계의 검증 도구이므로 정확성과 신뢰성 확보가 매우 중요하다. SIL 자체에 대한 검증계획은 STP(Software Test Plan)에 정의되어 있으며, 다음의 4단계로 수행되었다.

1단계는 SIL 소프트웨어 단위시험으로서, CSC/CSU(Computer Software Component/Computer Software Unit) 별로 상용품인 QAC++ 시험도구를 이용한 코드규칙 시험과 Code Sonar를 이용한 함수(Function) 단위 기능 시험이 수행되었다.

2단계는 SIL 하드웨어/소프트웨어 통합시험으로서, 기준문서는 SIL SRS(Software Requirement Specification)가 적용되었다. 이 단계의 시험에서 항전장비는 모두 모델을 사용하였으며, MC는 실제 장비가 사용되었으나 OFP(Operational Flight Program) 대신 하드웨어 제어 기능만을 가진 시험용 소프트웨어가 탑재되었다. 이것은 개발 중인 MC OFP의 자체 오류와 SIL 시험장비 오류를 분리하기 위해서이다. 사용자는 MC에 연결된 하이퍼터미널(Hyper-Terminal)을 통해 SIL STD(Software Test Description)에 정의된 시험 데이터를 수동으로 입력하고, UI의 사용자 패널이나 모니터링 시험도구를 통해 출력 데이터를 확인하였다.

3단계는 SIL 자체 통합시험으로서 MC를 제외한 항전시스템의 모든 실제 장비들이 해당 OFP를 탑재하고 통합된 상태에서 수행되었으며, 기준문서는 SIL SRS와 규격서 및 STD가 적용되었다. MC에는 여전히 하드웨어 제어용 시험프로그램이 탑재되었는데, 이것은 항전시스템 전체를

총괄하는 MC의 점진적 통합시험계획에 따른 결과이다.

4단계 시험은 항전시스템 통합시험으로서, 3단계까지의 시험이 모두 SIL의 자체 요구도를 검증하기 위한 시험이었다면, 이 단계의 시험은 항전시스템의 요구도를 검증하고, SIL에 대해서는 추가 검증 및 확인(Validation)을 위한 시험이었다. SIL에 탑재된 실제 장비들은 MC를 포함하여 모두 해당 OFP를 탑재하고, 항전장비 모델은 실제 장비의 동작을 위한 여러 가지 입력 데이터를 모의하거나, 출력 데이터를 모니터링 하는데 사용되었다. 시험의 기준문서는 항전시스템 규격서와 STD가 적용되었다.

개발된 SIL은 상기 4단계의 시험을 모두 완료하였으며, 무인기 지상체 및 비행체 통합을 위한 체계 SIL에서도 정상 동작함을 확인하였다.

## III. 결론

무인기 항전시스템의 요구도 검증을 위해 통합시험능력(Integrated Test Capability)을 제공하는 통합시험환경(SIL)을 개발하였다.

개발된 SIL은 비행체 제어명령과 임무계획 생성을 위한 지상제어 모의, 항전시스템 실제 장비와 시뮬레이션 모델로 구성된 비행체 모의, 비행체 제어 명령에 따라 비행을 모의하는 비행환경 모의가 폐루프(Closed-Loop) 구조로 연동된다. 사용자는 지상제어 모의를 통해 자동화된 임무계획 작성과 시험절차에 따른 비행체 명령을 비행체 모의로 전송할 수 있고, 비행체 항전시스템의 제어에 따른 모의 비행과 임무진행 상황을 6개의 모니터를 통해 간편하고 정확하게 확인할 수 있다. SIL에 탑재된 모든 항전장비는 고장발생 모의시험이 가능하고, 대응되는 시뮬레이션 모델로 전환되어 다양한 상태와 모드에서 시험이 가능하다.

개발된 SIL은 4단계의 검증과정을 통해 기능/성능의 정확성과 신뢰성이 검증되었으며, 무인기 지상체 및 비행체 통합을 위한 체계 SIL에서도 정상 동작함을 확인하였다. 또한, ATL로 작성된 시험 스크립트를 사용하여 시험을 자동으로 수행하는 기능이 SIL에 포함되었으나 대상 무인기 과제에서는 개발기간의 문제로 실제 적용하지는 못하였다. 추후 유사 무인기 SIL 개발에서는 SIL의 기능과 성능을 확장하고, ATL 기능을 활용하여 시험효율 및 정확성을 증대시킬 계획이다.

### 참고문헌

- 1) "System Specification for the T-50 Avionics Hot Bench" LM Aero, Jun. 2002.
- 2) 김진혁 외 2인, "항공전자 시스템 통합시험 장비 개발", 한국항공우주학회지, 제36권, 제5호 2008.5, pp.507~513.
- 3) "Avionics Integration Facility Requirements", Boeing, Apr. 2004.
- 4) 김유경 외 3인, "수리온 임무탑재체계의 통합시험 환경개발", 한국항공우주학회지, 제39권, 제7호, 2011.7, pp.666~673.
- 5) "Avionics Development System User's Reference Manual" TechSAT, Jun. 2009.