

## 수리온 임무탑재체계의 통합시험 환경개발

김유경\*, 김명진\*\*, 최원우\*\*\*, 오우섭\*\*

## Development of the MEP Integration Test Environment for Surion

YooKyung Kim\*, MyungChin Kim\*\*, WonWoo Choi\*\*\* and WooSeop Oh\*\*

## ABSTRACT

To perform effective integration test of avionics equipments, the importance of a setup for integration test environment has been increasing in recently developed aircraft. Especially, the development of integration test equipment is necessary for minimizing the development period and reliability of integration test. This paper treats the model development for optimal working of integration test after analyzing the characteristics of each MEP equipments for Surion(KUH). Models, whose main role is troubleshooting of equipment and simulation for missing equipments, consists of dynamic, behavior, and ICD models depending on the dynamic characteristics. Software test for both unit level and system level are performed to verify the model reliability. By conducting integration test using SIL, it is confirmed that the developed models are suitable for integration function test of the MEP system.

## 초 록

최신항공기 개발에서 증가추세에 있는 항공전자 장비들의 효율적인 통합시험 수행을 위해 통합시험환경구축이 중요한 역할을 하고 있다. 특히 개발기간 최소화 및 신뢰성과 신속한 통합시험수행을 위해 통합시험장비 개발이 필수적이다. 본 논문에서는 수리온(KUH) 임무탑재장비(MEP)의 각 장비별 특성을 분석 후 최적의 통합시험 수행을 위한 장비별 모델개발을 다루었다. 모델은 동작특성에 따라 동적(Dynamic), 행동(Behavior), 연동(ICD) 모델로 구분하였으며 장비의 고장탐구 및 미장착된 장비의 동작특성 모사가 모델링의 주목적이다. 모델은 소프트웨어 단위시험 및 체계 통합시험 두 단계로 나누어 객관적 신뢰성을 검증하였다. 수리온 MEP 통합시험장비(SIL)를 이용하여 개발된 모델을 통합시험에 적용한 결과 설계 목적에 부합됨을 확인하였다.

**Key Words** : Mission Equipment Package(임무탑재장비), System Integration Laboratory (통합시험장비), Modeling and Simulation(모델링 및 모의시험), Integration Test(통합시험)

## Abbreviation

ADC	: Air Data Computer	APM	: Auto-Pilot Module
AEC	: Avionics Equipment Console	ASC	: Avionics Simulation Console
		CDU	: Control Display Unit
		CDR	: Critical Design Review
		COTS	: Commercial Off the Shelf
		FRS	: Functional Requirement Specification
		ICD	: Interface Control Document

† 2011년 4월 21일 접수 ~ 2011년 6월 24일 심사완료

\* 정희원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : yoo1029@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-7호

\*\* 정희원, 국방과학연구소

\*\*\* 정희원, 한국항공우주산업(주)

IMA	: Integrated Modular Avionics	PDR	: Preliminary Design Review
INS	: Inertial Navigation System	RALT	: Radar Altimeter/Radio Altimeter
KUH	: Korean Utility Helicopter	SDP	: Software Development Planning Document
MC	: Mission Computer	SRD	: Software Design Document
MFD	: Multi-Function Display	SRR	: Software Requirements Review
MEP	: Mission Equipment Package	SIL	: System Integration Laboratory
MMI	: Man Machine Interface	STD	: Software Test Document
M&S	: Modeling and Simulation	STR	: Software Testing Report
OFF	: Operational Flight Program	TRR	: Test Readiness Review
OTC	: Operator Test Console	VDD	: Version Description Document

## I. 서 론

전자기술의 급속한 발전으로 현대 항공기에서 요구되는 다양하고 복잡한 운용요구를 구현하는 것이 가능하게 되었으며 또한, 항공전자체계가 차지하는 비용도 전체비용의 30 %에 육박하고 있다. 항공전자 체계는 조종사가 비행임무를 안전하고 효율적으로 수행하도록 지원하며 수리온(KUH, 한국형 기동헬기)에서는 신뢰성을 높이기 위해 이중으로 설계된 임무컴퓨터(MC)가 항공전자 체계를 통제한다. 수리온의 임무컴퓨터에 탑재된 비행운용 프로그램(OFP)은 통신, 항법, 임무, 생존 부 체계로 구성된 MEP 체계의 운용을 담당한다. 디지털 조종석(Glass Cockpit)에서 조종사는 다기능 시현기(MFD) 및 통제시현장비(CDU)를 이용한 조작을 통해 체계 점검 및 비행운용을 수행하게 한다. 항공전자체계는 더욱 복잡해질 뿐만 아니라 고도의 신뢰성이 요구되고 있어 검증해야 할 기능과 범위가 증가되었고 그로 인해 항공전자 체계를 검증하기 위한 시험장비의 개발이 매우 중요한 역할을 한다.

모델링 및 시뮬레이션(M&S)의 주요 특징은 맞고 틀림만을 식별하는 수학적 결과로부터 맞지만 부적절한 결과를 나타내는 제 3의 가능성을 제시한다. 항공전자 체계의 M&S 적용동기는 요구도를 이해하고 설계한 결과가 요구된 바와 다를 수 있다는 관점에서 제기되었다. 모델링은 하드웨어 설계에서 소자간 기능 정의, 회로 보드간 기능을 모사하기 위해 시작되었으며, 최근 소프트웨어의 많은 기능분담으로 시스템간의 시간지연, 상용구매품(COTS)과 호환성, 입출력 데이터 전송속도, 응답시간등이 소프트웨어 모델링시 주요 고려사항이다[1]. MEP 체계의 통합시험장비인 SIL은 OFP 개발 및 항공전자장비의 통합기능시험 및 고장탐구에 이용된다[2]. SIL은 ICD 변경, 조종사 추가요구사항반영, 결함수정 및 장비추가에

따른 형상변경을 적기에 반영하기 위한 설계 고려가 필수적이다. MEP 구성품의 고장탐구 및 구성품이 없는 상황에서도 체계 개발이 가능하도록 각 구성품에 대한 모델 개발이 필수적이며 항법센서, 연료소모량, 엔진상태등은 동적 모의 정보제공이 필요하다. 수리온의 항공전자 구성품 모델개발은 장비의 동적특성에 따라 동적, 행동, 연동 모델로 구분하여 개발되었다. 각 모델은 항법센서, 자동비행조종컴퓨터와 같이 실시간 연산이 요구되는 비행필수모델(Flight Critical Model)과 통신, 생존과 같이 실시간 유사 연산으로 충분한 임무필수모델(Mission Critical Model)로 구분하여 모델 스케줄링을 함으로써 실시간(Real-Time) 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 체계 요구도를 분석하여 모델의 요구조건인 기능요구도(FRS) 개발 후 모델을 설계하였으며, 모델의 설계 및 검증절차는 MIL-STD-498에 기초한 방위 사업청 소프트웨어 개발프로세스 지침에 따라 개발되었다.

본 논문에서는 MEP 통합 체계를 검증하는 도구로서 SIL의 구성, 구성품 모델의 요구조건 분석 및 모델설계기법, 모델의 검증, 모델을 이용한 체계 검증 방법 및 적용 예에 대해 기술하였다.

## II. 통합시험환경개발

### 2.1 필요성

고집적 전자회로의 발전을 바탕으로 최근 항공전자체계는 임무컴퓨터를 중심으로 한 통합형(Integrated)의 형태로 설계되는 것이 일반적이다. 이러한 설계방식은 각 장비별로 기능수행, 제어 및 시현하도록 설계되었던 기존의 독립형(Independent) 형태와 대별되는 설계방식으로 통합형 설계방식은 독립형 방식에 비해서 장비간 통합연동이 중요한 설계변수로 작용한다. 또한,

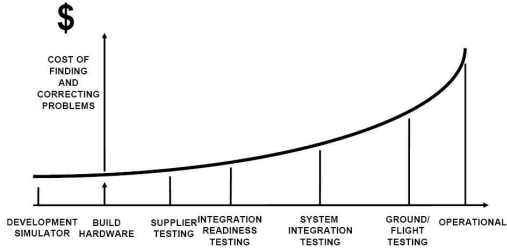


Fig. 1. Cost for Trouble-shooting

통합연동에 필요한 신호의 수도 기하급수적으로 증가되는 추세이다. 장비간에 연동되는 신호의 수가 많아짐에 따라 항공기에 장착되기 이전에 지상에서 별도의 통합시험환경을 구성하여 항공 전자체계의 연동성을 확인하는 절차를 적용하는 것이 일반적이다[3]. 실제로, 통합형 항공전자체계에서는 고장이 발생했을 때 이를 해소하기 위해 소요되는 비용은 개발단계가 진행될수록 증가된다. 정량적으로는, 현재단계에서의 고장탐구 소요 비용은 바로 이전 단계에서의 고장탐구 수행 시보다 10배 가량이 소요되는 것으로 보고되고 있다[1]. 개발단계별로 고장탐지 및 고장탐구를 위해 소요되는 비용의 추세가 Fig. 1에 나타나 있다. 항공기에 장착되기 이전에 결함을 고장탐구 및 해결하는데 소요되는 비용은 장착이후 또는 운용중에 발생하는 비용보다 현격하게 적음을 알 수 있다. 실제로 이러한 사유로 사전 통합연동 환경에서의 항공전자체계에 대한 충분한 시험 수행은 필수적인 과정으로 인식되고 있다.

2.2 요구도 도출

항공전자 통합시험환경의 기본적인 구축 목적은 해당 항공전자체계가 항공기에 탑재되기 이전에 사전에 체계 통합간의 문제점을 식별하여 효율적인 고장탐구를 수행하는 것에 있다. 또한, 실제 항공기에 장착된 이후에 발생하는 결함들에 대해서 지상에서의 재연시험 및 고장탐구를 수행하는 목적도 존재한다. 물론, 항공전자체계의 통합시험환경은 항공기의 타 계통(전기 계통, 추진 계통, 비행조종계통 등)의 통합시험환경과의 연동 시험에도 사용할 수 있도록 설계가 가능하며 더 나아가서는 조종사가 실제 비행의 모사를 수행할 수 있도록 하는 목적으로도 까지 설계를 할 수도 있다[2]. 하지만, 본 연구에서는 개별 요구도를 만족하는 구성품들과 임무컴퓨터에 탑재된 OFP를 실제 통합한 항공전자체계에서의 모의 운용을 하여 기능의 동작여부 확인을 주 목적으로 하였다. 동시에, 디버깅 환경 지원 및 항공기 장

작 이후에 발생하는 체계 지상/비행시험 간의 고장 모의/디버깅 환경 제공을 하는 것을 추가적인 목적으로 설정하였다.

이러한 목적의 시험환경을 구축하기 위한 요구도로는 모사 상태의 제어(Simulation Control), 개별 모델 제어, 통신 프로토콜 (MIL-STD-1553B, ARINC-429 등) 및 통신상태의 모사, 외부 환경(대기, 항공기 움직임)의 참조모델 구현, 항공전자장비의 모델구현 및 모델 제어, 데이터 저장/처리/시험/모의인가, 기타 편의기능(사용자 정의 스크립트를 통한 제어, 조종사의 시선에서 바라본 화면 제공, 항공기의 임무 프로파일 정의)의 제공을 고려하였다.

2.3 설계 결과

상기의 요구도를 만족하도록 설계된 SIL의 블록도는 Fig. 2와 같이 설계하였다. 실제 장착되는 구성품간의 신호 연동은 VME 통신을 이용하여 SIL 주제어 컴퓨터를 통하여 실시간 제어 및 처리되도록 하였다. 또한, 실시간 성능을 보장하기 위해서 주제어 컴퓨터는 모사 엔진, 데이터 처리, 항공기 모델을 처리하는 컴퓨터를 별도로 지정하여 구성하였으며, 각 컴퓨터 간에는 Ethernet통신을 이용하여 통신하도록 설계하였다. 실제 제작된 통합시험환경은 Fig. 3과 같다.

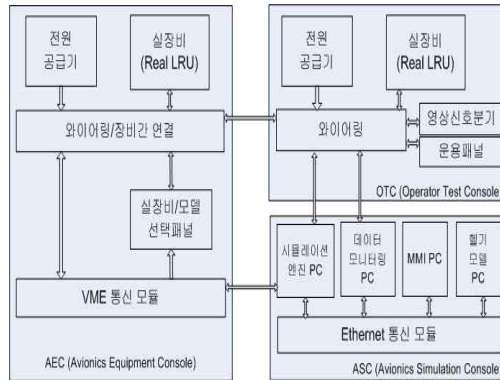


Fig. 2. Block Diagram of SIL



Fig. 3. Manufactured SIL for KUH

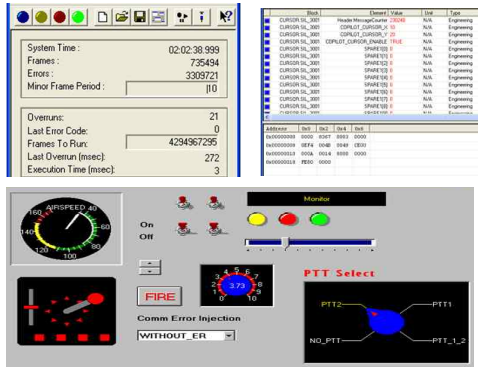


Fig. 4. User Interface of SIL

SIL은 실제 조종석을 모의한 운전자시험콘솔(OTC), 통합시험장비를 제어하는 항공전자장비모의 콘솔(ASC) 및 실제 각종 항공전자장비가 장착되는 항공전자장비 장착 콘솔(AEC)로 구성된다.

OTC는 조종석을 최대한 유사하게 모사한 부분으로 조종간, 각종 패널 및 스위치, 시험장비 등과 같이 항공전자체계를 구성하는 인간-기계 인터페이스(MMI)장비가 장착되어 있다. 실제 항공기를 최대한 유사하게 모사하여, 항공전자체계가 만족해야 하는 각종 운용요구도가 실제 충족되는지를 실제 장비를 통하여 검증하는 부분이다.

AEC는 항공전자체계를 구성하는 구성품이 실제 장착되는 부분이다. 실제 항공전자체계 구성품들이 장착될 수 있도록 마운팅, 전원 연결, 신호선 등을 항공기의 ICD와 동일하게 제작하였다.

ASC는 SIL을 전체적으로 제어하는 부분으로, Windows 기반의 PC 4개로 구성되는 ASC는 Fig. 4와 같은 사용자 인터페이스를 적용하여 실시간 시뮬레이션 엔진 제어, 데이터의 모니터링, 각종 모델의 제어 및 헬기 모델 구동 등을 수행한다.

MEP SIL은 하드웨어기반의 실시간 시스템이 아닌 Window 기반의 소프트 실시간 시스템으로 편리한 개발환경을 제공한다. 임무필수기능인 수리온 MEP의 기능을 검증하는 목적으로는 소프트 실시간 기반의 개발환경으로 충분하다. 정확한 실시간 타이밍에 의한 검증은 지상시험을 통해 확보하였으며 비행시험을 통해 기능 및 성능 검증이 진행중이다.

### III. 수리온 항공전자 구성품 모델개발

모델링을 통해 실 장비의 모든 특성을 완벽하게 모사할 수는 없지만 수리온에서는 장비의 주

어진 정보를 분석하여 체계 통합시험과 장비 고장탐구를 위한 목적의 모델을 개발하였다. 본 장절에서는 MEP 체계의 효율적인 통합을 위해 필수적인 항공전자 구성품 모델링에 대하여 연구하였다.

#### 3.1 요구도 분석

SIL은 수리온 MEP 시스템 및 OFP를 테스트하고 통합할 수 있는 환경을 제공 해야한다. 이러한 요구도를 구현하기 위한 시험 환경은 항공전자 구성품 모델링 구현을 통해 제공되며 구체적으로 요구되는 상세기능은 Table 1과 같다[4]. 앞서 2.2장에서 제시된 통합시험환경의 최상위 기능요구도 중, 항공전자 구성품 모델링과 관련된 요구도와 각 요구도별 설명이 Table 1에 나타나 있다.

Table 1. Requirements Analysis for Modeling

요구도	설명 (Description)
모델 제어	모델 제어 및 상태를 감시하고 모델을 On/Off 할 수 있는 기능
모델 I/O 컨트롤러	항공전자 체계 버스 동작을 제어 및 결함 (Failure) 조건 생성
참조모델	비행관련 다이나믹 데이터 생성, 타켓, 지상 스테이션, 외부 환경 모의
구성품 모델	각 구성품의 상태 및 인터페이스 신호를 모의
데이터 저장	실시간으로 활성화된 모의 데이터를 수집
데이터 재생	저장된 데이터 재생하는 기능으로 고장탐구 및 데이터 분석에 사용됨
데이터 모니터링	실시간으로 데이터 분석 및 확인하는 기능 제공
데이터 주입	데이터 모의 중 데이터를 임의로 변경할 수 있는 기능
모델 패널	사용자가 쉽게 모델 데이터 및 동작을 확인할 수 있는 GUI 제공

#### 3.2 모델 개발 개요

일반적으로 모델링이란 추상화된 모사 객체 혹은 프로세스를 의미한다. 정비결함목록(MFL, Maintenance Fault List) 검증과 같이 실장비로 체계 요구도 검증에 제약이 있거나 위치 정보(위

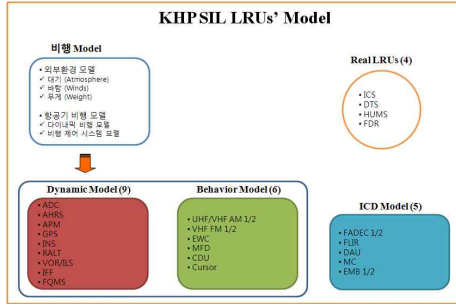


Fig. 4. KHP LRUs' Model List

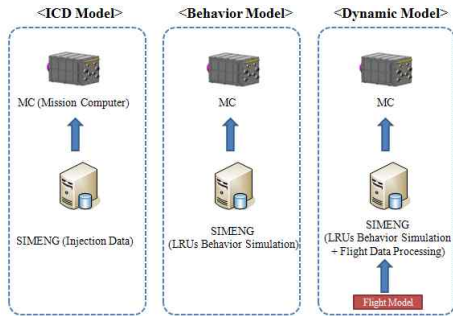


Fig. 5. Model Type Description

도, 경도, 고도), 속도, 가속도, 자세 정보 등과 같은 비행데이터를 지상에서 검증 해야만 하는 요구도는 항공전자 구성품 모델링 기법을 활용하여 검증할 수 있다. 또한, 이중 계통 구성품 및 장비개선 등의 사유로 미 장착된 구성품에 대해서도 모델을 사용하여 항상 신뢰성 있는 MEP 검증 환경을 구성 및 유지할 수 있다.

Fig. 4는 MEP SIL의 모델 구성을 나타낸다. 비행모델은 모사가 수행되는 동안 항공기의 동작 (자세, 상태, 위치, 연료소모)이나 외부환경특성 (기압, 바람, 무게), 타켓 모사를 제공한다.

수리온 항공전자 구성품 모델은 동작특성에 따라 크게 동적, 행동, 연동 모델로 구분된다. 동적 모델은 비행모델과 연동되고 행동모델은 구성품의 상태를 모델링하며, 연동 모델은 외부에서 입력되는 데이터나 이벤트가 없는 모델을 의미한다. 3가지 모델은 공통적으로 구성품의 입출력 신호를 모사/저장/모니터링 기능을 포함하고 있으며 시험 및 고장탐구 목적에 따라 각 구성품 모델별로 정의된 데이터베이스의 출력 신호에 대해 노이즈를 주입할 수 있는 기능도 제공한다.

Fig. 5는 각 모델별 임무컴퓨터와 연동을 나타내며 전체 시뮬레이션 엔진인 SIMENG는 드라이버 제어, 데이터 관리 및 프로세싱, 모델 스케줄링 관리등의 핵심기능을 수행한다.

### 3.3 모델 설계

일반적으로 실시간 체계란 정해진 시간내에 태스크의 수행을 완료하는 체계를 의미한다. 수리온 항공전자 구성품 모델 또한 실시간으로 동작하는 구조로 설계 되었다. 실시간 동작 구조는 인터페이스 설계시 기능별로 관리자 모듈을 지정하여 각 모듈별 접근을 단일화 하였으며 이를 통해 동작 속도 및 오류를 방지 할 수 있었다. 또한 수리온 SIL은 실시간 운영체제가 아닌 윈도우 환경에서 구동되므로 모델 스케줄링 설계시에 매크로내 실행프레임 지정 및 옵션을 사용하여 마치 실시간 운영체제에서 프로세스가 실행되는 것과 유사하게 성능을 얻을 수 있었다. 이러한 성능 검증은 모델과 임무컴퓨터간 메시지 상호 연동시간을 반복 측정하여 확인할 수 있었다.

#### 3.3.1 인터페이스 설계

모델 인터페이스는 모델 스케줄링을 관리하는 모델 관리자 (Model Manager) 모듈, ICD 에 정의된 테이블 모델 내부에서 사용하기 위한 데이터베이스 관리자 (DB Manager) 모듈, 모델내부에 계산을 위한 데이터 입출력을 담당하는 입출력 관리자 (I/O Manager) 모듈로 구성된다.

#### 3.3.2 모델 기본 클래스 설계

클래스를 설계한다는 것은 모델의 기본 클래스를 추상화한다는 의미와 같다. 본 논문에서는 CModel 클래스를 모든 모델의 기본 클래스 정의한다. CModel 클래스에 멤버 기능은 Table 2 와 같다. 모델이 공통적으로 처리해야만 하는 초기화 기능, 모사 상태 처리 기능, 드라이버 제어 기능, 스케줄링 기능 등을 추상화하여 CModel 클래스에 정의하였다.

Table 2. Abstract Class Design of CModel

멤버함수	연동클래스	설명 (Description)
Oninit()	CModelTimer	모델의 시작/종료
OnStop()	CParallelThread_	기능, 타이머기능
OnClose()	Model	구현
OnRun()	CModelManager	모델의 모사 실행
RunModel _State()		상태 정의
OnReset()	CDriver	I/O 드라이버 H/W
PreHw _Reset()	CDevice CIO_Manager	제어 구현
Si임무컴퓨터 cycle()	CSi임무컴퓨터cycle CHookManager	모델의 모사 스케줄링 구현

### 3.3.3 모델 스케줄링

모델 스케줄링은 스케줄링 테이블의 정의에 따라 부 프레임(10m sec) 마다 실행되며 스케줄링 주기와 읍셋에 따라 모델이 실행 태스크를 분산시키는 구조로 설계하였다. Fig. 6은 코드수준에서 모델들이 어떻게 스케줄링 되고 있는지 예를 보여준다. 즉, 비행 모델은 모든 부 프레임 테이블에 정의되어 있으므로 스케줄링 간격은 10msec 되고 APM과 ADC는 매 2 프레임, INS 및 CDU는 4 프레임마다 정의되어 있으므로 각각 20msec, 40msec 간격으로 스케줄링 된다.

```
BEGIN_SCHED_MODEL_MAP()
  ADD_MODEL(model_Flight,1,0)//every frame
  ADD_MODEL(model_ADC, 2,0) //every 2 frame
  ADD_MODEL(model_APM,2,1) //every 2 frame
  ADD_MODEL(model_INS,4,0) //every 4 frame
  ADD_MODEL(model_CDU1,4,1) //every 4 frame
  ADD_MODEL(model_CDU2,4,2) //every 4 frame
END_SCHED_MODEL_MAP()
```



Fig. 6. Table of Model Scheduling

### 3.4 모델 구현

SIL 소프트웨어는 객체지향언어 C++로 구현되어 있어서 새로운 모델 추가나 ICD 변경 시에도

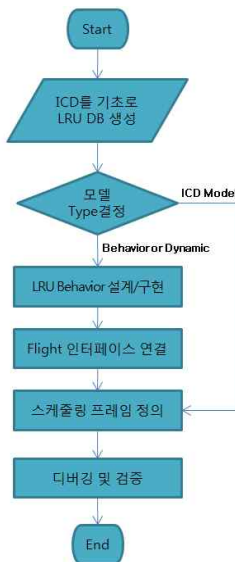


Fig. 7. Development Procedure of Model

서로 다른 모듈에 영향을 주지 않아 모듈 추가 변경이 비교적 손쉽게 가능하다[5]. 상세 모델 구현 절차는 Fig. 7과 같다.

### 3.5 모델 검증

모델 자체는 임무탑재체계 개발의 최종 단계의 검증 도구이므로 이에 대한 신뢰성 확보가 필수적이다[6]. 이러한 객관적 신뢰성 검증을 위해 소프트웨어 테스트 검증 절차서와 체계통합 절차서를 기준으로 각각 소프트웨어 단위시험 레벨 및 체계 통합 레벨 두 단계로 검증하였다.

SIL 소프트웨어 개발 절차 기준상(Fig. 8) 소프트웨어 단위시험 수준은 실장비 장착전인 개발 시험 단계에 속하며 체계 통합수준은 실장비 장착 후인 통합 시험 단계에 속한다.

대부분 구성품의 경우 시험목적에 따라 실장비/모델(REAL/SIM)을 선택하여 체계를 검증할 수 있다. 실 장비를 선택할 경우에는 장비와 체계간의 호환성 및 물리적 인터페이스를 중심으로 검증하는데 목적이 있고 모델을 선택한 경우는 다이내믹 데이터 입출력 기능을 사용하여 연동 장비와의 데이터 처리 및 시험 기능을 중점적으로 검증하는데 활용된다.

모델 요구도는 FRS에 기술되며 Table 3은 예로 MEP 구성품 중 RALT의 요구도를 나타낸다. RALT(전과고도계)와 같은 동적 모델 요구도는 모델의 외부 인터페이스 신호에 대한 정의와 구성품 자체의 상태 및 모드, 모사 패널에 대한 내용이 기술되어야만 한다.

Fig. 10은 RALT 실장비/모델을 활용하여 MFD에 고도값이 시현되는 과정을 보여준다.

실 장비를 사용할 경우 별도의 무선주파수 조작 장비를 사용하여 고도값을 모사함으로써 제한된 시험을 수행하지만 모델을 사용할 경우 장비 자체의 상태와 모드를 임무컴퓨터와의 데이터 통신을 통해 능동적으로 모사 하는 동시에 모든

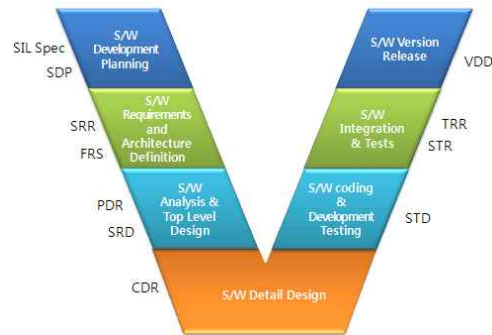


Fig. 8. Development Process of SIL S/W

Table 3. Requirements for RALT Model

요구도 구분	요구도 상세 (Requirement)
인터페이스 요구도	아래 인터페이스와 연동되어야 한다. - 임무컴퓨터 : ARINC 429 - MPP : RALT Power ON Discrete - AIU : RALT_AUDIO Discrete
상태 및 모드 천이 요구도	모델은 임무컴퓨터 명령에 따라 아래의 상태 및 모드를 모사할 수 있어야 한다. - OFF State: 통신 비활성화 기능 제공 - Power Up State : 임무컴퓨터 명령 반응 및 Stand-By 모드 진입 구현 - Operate State : RALT 데이터 모사 및 모드 변경 기능 - STAND-BY Mode : 피드백 데이터 전송 - NORMAL Mode : Warning 모사 기능 및 데이터 송수신 처리 - IBIT Mode : 임무컴퓨터 IBIT 명령 처리
SIM 패널	체계 엔지니어가 RALT 모델의 상태 및 동작을 확인할 수 있는 GUI 환경을 제공해야 한다.

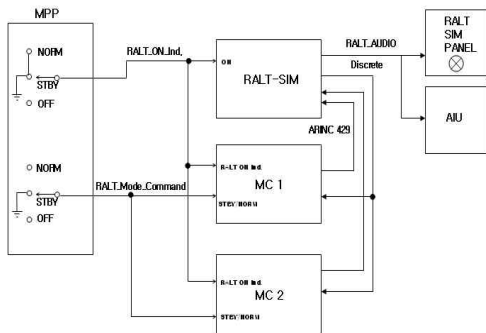


Fig. 9. Block Diagram of RALT Model

RALT 출력데이터를 임의로 주입할 수 있어 보다 다양하게 요구도를 검증 할 수 있다.

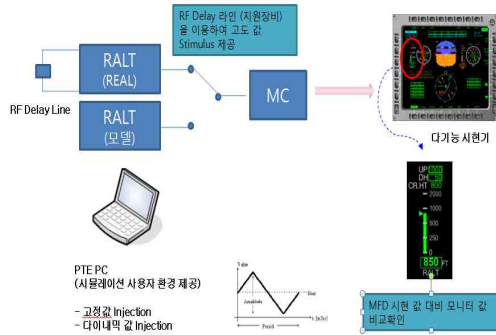


Fig. 10. Test Case in System Integration

예를 들면, 임무컴퓨터와 RALT간의 ARINC-429 신호 연동 요구도를 검증하기 위해 RALT 모델에서 출력된 데이터 값에 따라 MFD의 고도값이 변동되는 것을 확인하고 저/고고도 경보음 발생 기능 요구도는 고도값의 임계치 데이터를 주입하여 경고음을 청취함으로써 검증할 수 있다. 추가 적용 예는 참고문헌 2)의 3.3절에 기술되어 있다.

#### IV. 결 론

수리온 MEP 구성품의 모델링 요구도를 개발하고, 모델링 설계 기술을 확보하여 Window 기반 환경의 MEP 체계 검증기술을 개발하였다. 각 모델은 V 모델 검증 절차에 따라 개발하여 신뢰성을 확보하였으며, M&S 기술을 이용하여 MEP 통합 체계의 기능을 검증하였다. 개발된 모델들을 수리온 MEP 통합시험에 적용 후 지상시험을 거쳐 현재 성공적으로 비행시험을 수행중에 있다.

수리온 MEP 개발을 통해 구성품과 항공기 체계가 동시에 개발되는 환경에서 수시로 발생하는 요구도 추가 및 변경상황에 신속히 대처할 수 있는 통합검증기술을 개발하였다.

항공전자 체계는 통합모듈 항공전자장비(IMA)를 기반으로 발전되고 있으며 공격형 헬기 사업등 향후 국내 개발사업에 본 연구를 통하여 개발된 M&S를 이용한 통합검증기술을 활용하여 IMA 기반 항공전자 통합체계개발에 대처하고자 한다.

#### 참고문헌

- 1) Jack Struauus, Terry Venema, Grant Stumpf, John Satta, "Digital Avionics Modeling and Simulation", CRC Press LLC, 2001.
- 2) 김유경, 김명진, 김태현, 임종봉, "KUH 임

무탑재체계의 안전성설계 및 검증”, 항공우주학회지, 제38권 8호, 2010, pp. 813~822.

3) M.C. Kim, W.S. Oh, J.H. Lee, J.B. Yim, Y.D. Koo, , "Development of a System Integration Laboratory for Aircraft Avionics Systems", 27th IEEE/AIAA Digital Avionics System Conference, OCT 2008.

4) ELBIT Systems Company, "Software

Programming Manual for the KHP", 2009.

5) Schute.M, "Model-based integration of reusable component based avionics systems-a case study", Object-Oriented Real-Time Distributed Computing, pp. 62~71, 2005.

6) Jinhyuk Kim, "Development of Avionics Hot Bech for Avionics System Integration Test", KSAS, Vol. 36, No. 5, pp. 507~513.