

위성 개발 및 검증을 위한 모사 환경 시스템 개발 현황

김영운*, 조승원*, 최종연*, 최준민**

Trend of Simulation Systems for Satellite Development and Verification

Young-Yun KIM*, Seung-Won CHO*, Jong-Yeoun CHOI*, Joon-Min CHOI**

ABSTRACT

Most of satellite program process consists of mission analysis, thermal, structure, electronics design, and operation, etc. Each step has several steps like design phase, development phase, and verification phase, etc. As to do this kind of process, very high costs and much time are required, further high risk is included. So for solving those difficulties, satellite developers have designed and used satellite simulator system. In early stage of satellite development, simulator system was just used for a fragment of development and verification, so it could not give enough advantage on satellite development. In order to get high advantage on satellite development, full system level simulators which can be used for several steps for development and verification are evolved. So This paper introduces the trend of simulation systems for satellite development and verification used by several satellite developers.

초 록

대부분의 위성 프로그램 개발공정은 임무해석, 열, 구조, 전장박스 설계, 조립, 검증, 운용 등으로 나누어지며, 이는 각 서브시스템에 대한 설계, 개발, 검증 등의 공정을 거쳐 이루어진다. 이 같은 공정을 수행하기 위하여 위성 개발자들은 막대한 비용, 개발기간을 소요하며 그리고 각 개발공정마다 위험을 수반하여 수행하고 있다. 이에 소요비용의 감소와 개발기간의 단축, 저 위험도의 위성 프로그램을 위하여, 위성 모사 환경시스템이 개발되어 사용되어 왔다. 초기의 위성 모사 환경시스템들은 각 서브시스템의 단편적인 검증만을 위하여 개발되어 그 유용성이 한정되어 사용되어 왔다. 하지만 현재의 위성 수요자들은 획기적인 저 비용, 개발기간 단축, 저 위험도의 위성 프로그램을 점점 더 강하게 요구하고 있으며, 이에 발맞추어 위성 개발자들은 위성 전체 개발공정 개선 등의 각고의 노력을 통하여 일정부분 성과를 이룩하였다. 하지만 이는 수요자가 요구하는 만큼의 성과는 충족하지 못하였고, 이에 위성 개발자들은 위성 전체 개발 공정에 대한 근본적인 재고를 통하여 획기적으로 비용을 절감하고, 위험도를 낮추며, 개발기간을 단축할 수 있는 방법을 제시하였다. 이는 기존의 사용되어 온 단편적인 위성 모사 환경시스템을 설계단계에서부터 개발, 검증 기간에 공통적으로 적용할 수 있는 모사 환경시스템을 개발하여 위성 프로그램에 적용하는 것으로, 본 논문에서는 근래에 각 위성제작사에서 개발하여 사용하고 있는 모사 환경시스템의 종류와 현재까지의 개발 상황을 알아보고 현재 우리가 나아가갈 바를 제시하였다.

Key Words : EGSE(전기지상지원장비), EM(엔지니어링 모델), FM(비행모델), Simulator(모사기)

* 김영운, 조승원, 최종연, 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성기능시험실 위성기능시험팀
y2kim@kari.re.kr, orpheous@kari.re.kr, jycho@kari.re.kr

** 최준민, 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성시험실
jmchoi@kari.re.kr

1. 서론

위성의 개발은 임무해석을 비롯하여 열, 구조, 전장 박스 설계 그리고 위성운용 준비 등으로 이루어진다. 이와 같은 공정을 수행하기 위해 막대한 비용과 시간을 필요로 하며 더불어 각 공정마다 실패의 위험을 수반하고 있다. 이에 비용을 감축하고 시간을 감소시키며, 위험도를 줄이기 위하여, 위성 모사 환경시스템은 초기 위성 개발과 함께 제작되어 검증시험에 사용되고 있다.

초기의 위성모사 환경시스템은 위성개발 과정에서 일어나는 시스템 공정, 임무해석, 열, 구조, 그리고 전장 박스 설계 등의 각 하부 시스템 자체의 검증에 단편적으로 사용되어 왔다. 그 예로 위성 전력계 시험을 위한 태양전지판 모의 실험장치, 위성의 자세제어를 위한 적외선 지구센서의 검증을 위한 지구 열 모델 모사 환경 시스템, 소프트웨어 개발 도구 등이 개발되어 사용되고 있다. 그러나 위성을 이용한 정보 전달과 지구관측, 우주 탐사 등의 수많은 위성을 이용한 임무가 늘어남으로써, 위성의 수요가 급격히 확대 되었다. 이에 급격한 수요를 단기간에 충족시키고 그 개발 위험성 또한 감소시키는 도구의 필요성이 제기 되어 왔다. 정보기술(Information & Technology)의 발전에 따라 위성의 수요자가 원하는 위성개발 비용을 획기적으로 줄이고, 개발 기간 및 개발 위험을 현저히 낮출 수 있는 설계 개발 도구가 근래에 제작되어 사용되고 있다.

위성 프로그램에서 초기의 검증은 주로 전장박스에 한정되었다. 위성전장박스의 검증은 엔지니어링 모델 (이하 EM : Engineering Model)을 사용하는 것이었다. EM은 크게 검증 소프트웨어를 탑재한 지상지원장비의 검증, 시험 절차서의 검증 그리고 EM 의 자체 선 검증 이었다.[1] 하지만 EM은 실제 전장박스 (Flight Model) 의 개발기간과 비용 등의 면에서 거의 비슷한 시간과 비용이 소요되어 현재 위성 수요자들이 원하는 시간과 비용의 감축요구를 충족시키지 못하였다.

위성 프로그램 전체적인 관점에서 볼 때, 시스템 수준에서는 더 이상 사용하지 않는 EM을 위하여 좀 더 강력한 기능을 가진 HILS(Hardware In Loop Simulation) 시스템을 위성 제작사들은 개발하여 사용하고 있다. 본

동향에서 소개하는 모사 환경시스템들은 순수 수치모델을 사용함으로써 아래와 같은 이점을 가지고 있다.[1]

- 하드웨어 개발 대비 개발기간 단축 및 비용 감소
- 변경 설계에 따른 쉬운 개조
- 복사의 용이성 및 융통성
- 수송 및 관세 문제의 해결 및 물류비용 절감
- 다른 부분 및 제작사 간의 쉬운 공동연구
- 연속적인 프로그램의 재사용의 용이성

이와 같은 이점을 가진 모사 환경시스템을 사용하는 것은 본 논문에서 소개하는 모든 위성 제작, 개발사들이 추구하는 방향이다. 이는 또한 위성의 개발 방향이 기존의 시간적인 흐름에서 동시에 개발공정을 수행함으로써 그 비용을 줄이고자 하는 것이다. 이와 같은 변화를 표1에 나타내었다.[3]

표 1. 위성 개발, 검증 패러다임 변환

FROM	TO
순차적	동시적
구조적	수평적
사후 문제 분석 시스템	실시간 문제 분석 시스템
문서기반 데이터 교환 시스템	전자 데이터 교환 시스템
단편적 설계시스템	포괄적 설계시스템

또한 이와 같은 위성 모사 환경시스템들은 위성 개발자, 위성 하부 개발자, 수요자들에게 사용되어 그 개발비용의 감소와 위성 검증 그리고 운용 훈련에 사용될 수 있다.

2. 위성 모사 환경시스템 소개

위성 프로그램의 비용 절감, 개발기간 단축, 그리고 개발 위험 등의 최소화를 위하여 다음과 같은 제작사들이 위성 모사 환경 시스템을 개발 및 구축하여 사용하고 있다.

- Electronics and Telecommunication Research Institute (ETRI)
- Korea Aerospace Research Institute
- Jet Propulsion Laboratory (JPL)

■ European Space Research and Technology Center (ESTEC)

- ◆ EADS Astrium GmbH
- ◆ EADS Astrium SAS

위와 같은 기관에서 개발하여 사용하고 있는 위성모사 시스템들은 위성개발 측면에서 볼 때, 표 2와 같이 다양한 곳에서 응용을 달리하여 사용될 수 있으며, 일부는 특정 부분에 한정되어 개발 사용되고 있다.

표 2. 모사 환경시스템 응용분야 예[4]

Discipline	Customer			Prime Contractor			Subcontractor	
	Mission Definition	Mission Preparation	Mission Operation	System Definition	System Design and Development	System Verification	Equipment Design	Equipment Development
Functional System Engineering	Optimisation / validation of overall mission concept	Mission analysis		Mission Analysis				
				Optimisation of system functional architecture	Validation of system functional architecture			
Operations Engineering		Validation of ground segment	FOP preparation / validation	Develop system operational concept	FOP development and validation	Verification of non-nominal operation (failure cases)		
AOCS Engineering				Attitude and orbit operability simulation & Control law development	Performance Verification on AOCS functional Validation Bench (Stability, Robustness, Sensitivity, ...).	Closed loop / open loop verification on RTB (reuse models from AOCS design and definition)	Sensor / actuator refinement of model based specifications	Acceptance of sensors and actuators against models (validation)
				AOCS equipment modelling and characterisation			AOCS equipment modelling and characterisation	
OBSW Engineering			Software maintenance facility	Functional modelling of Data Handling part of OBSW on parameter level (e.g. statemachine)		On-board software validation		On-board software verification
Electrical Systems Engineering				Production of equipment models and issue of model based specifications	Validation of system electrical architecture		Equipment refinement of model based specifications Using same models as for system simulation	Equipment acceptance against models (validation)
Assembly Integration and Test					Preparation of check-out procedures	Closed loop / open loop AOCS validation on satellite level (if required)		

2.1 KARI의 위성 모사 환경시스템

2.1.1 FSS 일반적인 이해

KARI(Korea Aerospace Research Institute)는 2005년도에 위성에 탑재되는 소프트웨어의 검증, 원격 명령 및 측정의 검증을 위하여 FSS (Flight Software Simulator)시스템을 개발하여 KARI에서 개발하고 있는 저궤도 위성 소프트웨어 검증에 사용하고 있으며, 그 시스템을 향상시켜 지상국 관제 절차서 검증에 사용할 계획이다.

2.1.2 FSS 구성 및 사용 예

FSS는 리눅스기반 실시간 위성 모사시스템으로, 정적 및 동적 소프트웨어 모델로 구성되어 있으며, 소프트웨어 개발, 유효성 검증 및 유지관리에 사용

하기 위하여 개발하였다. 제작된 FSS는 KARI에서 개발되고 있는 전장 탑재체인 IBMU의 구성요소인 MCMERC32 에뮬레이터를 기본으로 인터페이스를 구성하여 탑재소프트웨어 개발, 검증, 유지에 사용되며, ETB(Engineering Test Bed)의 시험에 사용되는 시험용 명령 및 측정 검증에 사용된다.

FSS의 가장 큰 특징은 순수 소프트웨어 코드로 이루어져 있어 이식이 쉽고, 검증 당시의 상태를 보존 가능하며, 쉽게 패치가 가능하다는 것이다.

TSIM ERC32 프로세스를 중심으로 외부와의 인터페이스를 담당하는 UART통신, 외부에 기준 시간을 제공하는 RTC, 직접명령을 수행하는 Direct Output, Direct input 등으로 이루어져 있다.

FSS시스템은 크게 가상머신과 모사 환경으로 구성되며, 가상머신은 프로세스 코어, 레지스터, 메모리 영역으로, 모사 환경은 모사모델, 입출력장치 모델,

에뮬레이터 셸, 에뮬레이터 코어로 이루어져 있으며, 에뮬레이터 코어는 탑재소프트웨어, 에뮬레이터 시험용 케이블과 에뮬레이터 검증 도구 등으로 그림 1과 같이 구성된다.

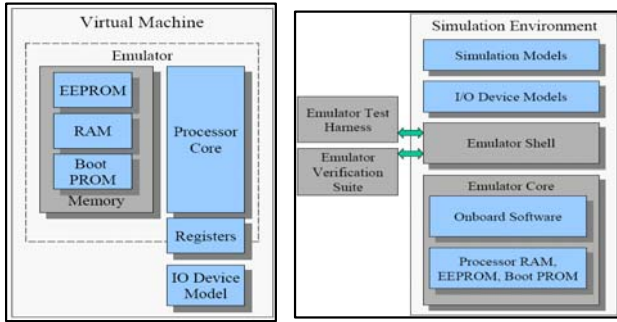


그림 1. 가상머신 구조 및 S/W 에뮬레이터 구조(1)

FSS시스템의 가장 큰 목적인 탑재소프트웨어 개발 및 검증은 그림1의 개발된 탑재소프트웨어를 에뮬레이터 코어에 올려 그 기능 및 운용이 검증된다. 기능의 검증 및 운용을 위하여 지상지원장비를 총괄하는 소프트웨어 SOCE의 일부 모듈이 모사시스템과 결합되어 소프트웨어 원격 명령 수행하고 원격측정하게 된다.

2.2 ETRI의 위성 모사 환경시스템

2.2.1 ARTSS 일반적인 이해

ETRI (Electronics and Telecommunication Research Institute)는 1990년대에 위성관제를 위한 지상운영자의 교육, 관제 절차서 검증, 위성 명령 목적을 위하여 ARTSS (Advanced Real-Time Satellite Simulator) 시스템을 아래와 같이 개발하였다.

2.2.2 ARTSS 구성 및 사용 예

ARTSS는 워크스테이션기반 실시간 위성 모사시스템으로, 정적 및 동적 소프트웨어 모델로 구성되었으며, 모니터링과 시스템관리를 위한 그래픽 인터페이스를 제공하여 통신위성의 운용 전 및 운용단계에서 사용할 수 있는 환경으로 그림 2와 같이 제작되었다.[3] 그림 2에서 보듯이 모든 인터페이스는 LAN을 통하여 이루

어지며, 주요 컴퓨터는 32Mb 주요 메모리와 1GB 하드디스크, VMS 를 기반으로 하는 가진 DEC VAX station 4000/60이 사용되었으며, 위성의 3차원 움직임과 자세 및 그래픽 구현을 위한 두 대의 IBM PC, 명령과 원격측정 시스템과 트랜스폰더 사이의 RS232C 통신을 위한 서버로 구성되었다.

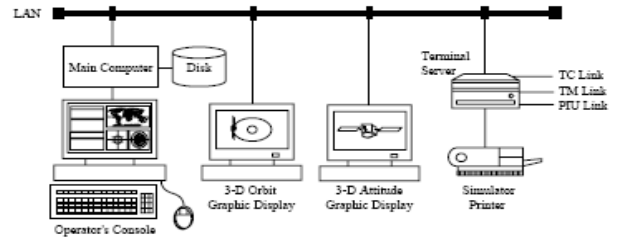


그림 2. ARTSS 시스템 구성도(2)

ARTSS는 구성 소프트웨어 크게 세 개의 기능을 가진 기능부분으로 구성되었으며, 실시간 커널 기능부, 위성 모사모델 기능부, 인터페이스 기능부로 이루어졌다. 실시간 커널기능부는 다시 모사기 명령 처리, 원격측정 처리, 위성모델 스케줄링, 모사데이터 처리 및 구현기능을 가지며, 그림 3과 같이 구성되었다.

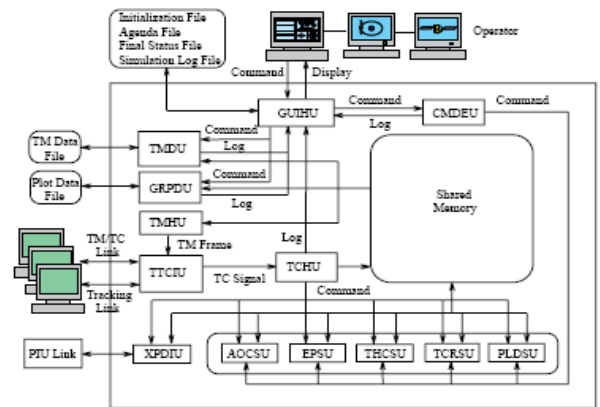


그림 3. ARTSS 소프트웨어 구조(2)

위성 모사모델 기능부는 3축 안정화 제어 방식을 가지는 일반적인 정지궤도 통신위성모델을 사용하였으며, 크게 AOCSS, EPS, THCS, TCRS, PLDS 등으로 그림 4와 같이 구성되었다. AOCSS는 다시 비행동역학 구조모델, 센서모델, 자세제어 기능모델, 구동기 모델을 포함하고 있으며, EPS는 태양전지판, 배터리, 전압충전제어기, 전력 공급박스 등을 모사하고 있다.

THCS는 히터와 태양각에 따른 온도를 모사하는 모델을 포함하고 있다. 마지막으로 TCRS는 TC&R 서브시스템의 스위치 상태만을 포함하고 있으며, PLDS는 탑재체 인터페이스부분을 모사하여 원격 측정데이터를 수신하여 공유 메모리에 저장하는 것을 포함하고 있다. 운용자와 인터페이스 부분은 명령, 원격측정을 그래픽적으로 모사하여 보여주는 역할을 하며, 명령창, 원격측정 창, 시험기록 창 등이 구현되었다.

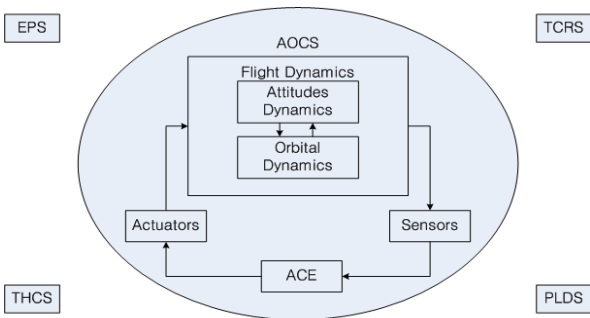


그림 4. ARTSS 모사모델 구성도(2)

전체적으로 ARTSS는 지상관제 부분에서만 사용되어 현재의 모사환경시스템이 지향하는 방향과는 달라 전체 위성개발 공정에의 적용을 위하여 인터페이스 및 실제 하드웨어 인터페이스 등의 기능을 보완하여야 할 것으로 보인다.

2.3 JPL의 위성 모사 환경시스템

2.3.1 FST 일반적인 이해

미국의 캘리포니아주에 위치한 JPL은 NASA의 위성 프로그램 개발에 약 40년 이상 주도적으로 참여를 해 오고 있는 곳이다.

JPL은 미래에 예측되는 과학임무를 위한 작고 가벼우며, 첨단기술과 저비용 우주비행선의 신속한 개발을 위하여 FST (Flight System Bed)를 제작하였다. FST의 목적과 용도는 다음과 같이 요약될 수 있다.

- 개발초기 위성 및 임무운영시스템의 시스템 수준 인터페이스 및 구조상의 문제점 파악 가능

- 시스템 통합에 드는 비용과 시간 절약
- 시스템 수준 인터페이스의 표준화를 지향
- 위성 및 지상시스템의 개발을 병행 가능
- 미래 프로젝트에 기술 전수 제공
- 프로젝트 간의 위성 및 임무운영시스템의 지속성 유지
- 발사 전후의 sequencing 및 탑재소프트웨어 검증 기능 제공

2.3.2 FST 구성 및 사용 예

FST는 그림 5의 모사 환경시스템 기능 모델로 구성된다. 이는 위성의 여러 서브시스템을 구성하여 원하는 위성의 설계에 맞추어 시험을 가능하게 하였다. 나아가 탑재체 역시 하나의 서브시스템으로 가정하여 FST에 이식되어 그 성능을 점검 및 확인할 수 있다.

FST는 서브시스템을 통합하여 위성 모사시스템을 구성하였으며, End to End 임무수행 시험, 시스템 설계 등을 검증할 수 있게 구성하였다. FST의 최대 장점은 새로운 전장박스의 설계나 시스템의 검증을 위해 용이하게 서브시스템을 변경하여 적용할 수 있고, 인터페이스를 아래 표3.과 같이 표준화하여 시스템 통합을 용이하게 한 것이다.[2]

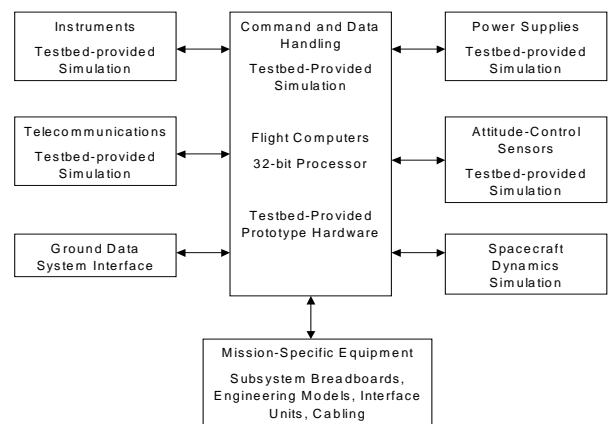


그림 5. FST Simulation Model(3)

인터페이스는 각 카드들의 상호 호환성 및 제어를 용이하게 하기 위하여 VME방식의 카드를 사용하였고, 각 박스들 간의 통신을 1553B를 사용하여 1Mbps로 속도를 높였다. 이는 속도의 증가와 더불어 정확성과 안정성을 높이는 결과를 가져왔다.

표 3. FST 인터페이스 표준

Backplane	Versa Module Eurocard Bus: Virtual Machine Environment
LAN	1553B, SCSI
Point to Point	RS232, RS422

FST는 크게 그림 6에서와 같이 시험을 지원하는 Support Equipment, FST prototype, Multi-mission Ground Data System 등으로 구성되어 있다. 테스트를 위한 콘솔과 데이터 획득을 위하여 Sun SPARC 워크스테이션을 사용하였다. 이는 안정성을 바탕으로 개발되었음을 알 수 있다. 위성의 모델은 C&DH(Command & Data Handling), AACS, PDU, RF, 탑재체 등의 위성 서브시스템이 적용되어 실제 위성과 같은 기능을 모사하게 하였다. 위성동역학 부분모사 환경시스템과 구동기 및 센서 모델이 적용되어 위성의 자세 및 위치 등의 정보를 정확히 모사하여 검증 및 시험을 가능하게 개발하였다. 이런 모든 시험과 검증에 필요한 데이터는 별개의 콘솔을 통하여 그래픽으로 표현되어 인지, 및 해독을 용이하게 하였다. 이와 같이 부분을 통합하여 개발된 FST는 다양한 행성탐사위성의 개발 및 검증에 적용 되었으며, 특히 X-33 등의 개발에도 크게 기여하였다.

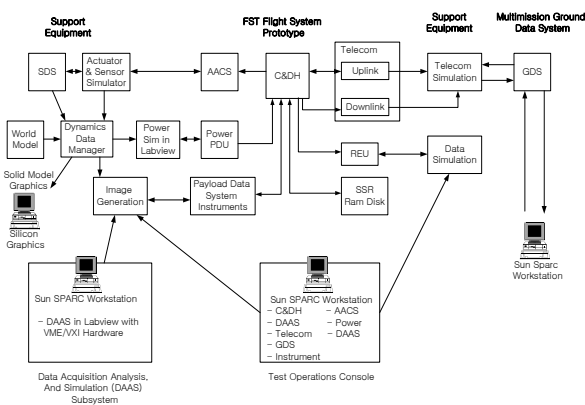


그림 6. FST System Architecture(3)

2.4 ESTEC의 위성 모사 환경시스템

ESTEC (European Space Research and Technology Center)는 유럽우주국과 17개 연방국으로 구성된 것으로

한 국가에서 수행하기 어려운 우주 개발을 선도하는 기관이다. 유럽우주국의 대부분의 프로그램을 개발하며 네덜란드에 위치하고 있다.

ESTEC 주도하의 위성 모사기는 대부분 EADS Astrium사에서 개발되어 사용되고 있으며, Astrium은 Gmbh와 SAS 두 곳으로 나뉘어 서로 상이한 위성 모사환경 시스템을 개발하였다. Astrium 내부의 위성 환경 모사 시스템이 서로 다른 이유는 서로 다른 모 회사로부터 유산을 물려받았기 때문이다. 독일에 본사를 둔 Gmbh에서 개발한 MDVE 와 프랑스에 위치한 SAS에서 운용중인 UTB이다.

2.4.1 MDVE 일반적인 이해

Gmbh는 모사 환경시스템을 통하여 각 하부 시스템의 기능 검증, 자세제어 알고리즘 및 변화 그리고 환경의 검증, FSW의 검증 및 정당성 입증, 환경시험 검사 절차서의 준비 및 궤도 운용의 준비, 마지막으로 위성관제사들의 훈련을 목적으로 개발하였다. 이런 목적을 바탕으로 표2와 같은 주요 임무를 위하여 앞에서 언급한 MDVE를 개발하였다. MDVE의 개발 및 응용단계는 아래와 같다.

- System Simulation(pure simulation)
 - ◆ Development and verification of system design,
 - ◆ Development and verification of check-out procedure
- Software Verification
 - ◆ Verification Facility
- Real-Time Testbed (RTB) and FlatSat
 - ◆ O/B computer H/W and S/W in-the-loop (incl. H/W-JS/W compatibility),
 - ◆ Additional equipment in the loop (FlatSat)
 - ◆ Functional validation of O/B computer and additional equipment,
 - ◆ Mission simulation test,
 - ◆ Flight procedure development.
- Support of System Level Tests.
- Operations Support (system simulator for ground segment, S/W maintenance facility)

그림 7에 MDVE 응용의 하나인 위성 개발을 위한

첫 단계라 할 수 있는 시스템 모사 및 최적화 블록을 볼 수 있다. 이 기능은 기본적인 시스템 과 각 비행 모듈의 사양에 근거를 두고 각 기능적인 위성의 반응과 상호작용을 조사한다. 이를 통하여 시스템 운용관점에서 불일치나 설계 결함이 발견되면 정정 및 수정 과정을 거치게 되는 것이다. 이는 곧 비행모듈 자체의 사양을 업데이트하여 하부 개발자나 개발 계약자에게 전달되는 것이다.

시스템사양과 비행 모듈의 사양을 바탕으로 한 검증이 완료되면 소프트웨어 검증과 유효성 확인을 위한 구성이 이루어진다. 이 환경에서는 각 서브시스템 공급자를 위한 저 단계 소프트웨어 검증과 위성개발자 자체를 위한 고 단계 소프트웨어 검증이 동시에 이루어진다. 이로부터 소프트웨어 검증은 시작되어 새로운 버전의 소프트웨어 검증을 위하여 발사단계까지 사용된다.

다음으로 실시간 검증 벤치를 모사하는 시스템을 설계한다. 이는 새롭게 개발하는 보드단계의 전장박스나 EM을 장착하여 하드웨어적인 조합, 소프트웨어적 조합의 무결성이나 적합성 검증을 실시간으로 수행한다. 실제로 장착되는 보드단계의 전장박스나 EM을 제외한 위성의 모사는 소프트웨어 검증에 사용된 소프트웨어로 설계된 검증환경을 복사하여 검증한다. 이는 FEE를 이용하여 위성제어 컴퓨터와 접속한다. 이와 같이 새로운 전장박스나 검증에 필수적인 장비는 단지 기존의 소프트웨어 모델의 기능을 억제하고 접합하여 검증함으로써 시간의 절약과 비용의 절감을 가져왔다. 다시 말해, 여러 단계의 중간 조합이 가능함을 알 수 있다.

위성 모사환경 시스템의 마지막 응용은 전 위성의 생명 주기 즉, 개발부터 발사 후의 임무수행을 위한 준비와 수행에 사용되는 것이다. 이는 순수 수치 소프트웨어 모델로 이루어짐으로 간단히 복사하여 초기에 임무운용팀에 전달이 가능하게 함으로 운용의 위험성을 줄일 수 있다.

2.4.2 MDVE 의 구성 및 사용 예

MDVE의 핵심 구성요소는 MDVE 중요 제어와 일정을 관리하는 RTS (Real Time Simulator), 탑재 컴퓨터 모사기, 실제 위성하드웨어 시험에 사용되어 탑재 컴퓨터와의 인터페이스를 담당하는 GMFE (Generic Modular Front End), 그리고 시험할 유닛과 MDVE 환경 자체의 명령과 제어를 담당하는 Core EGSE로 나누어진다. MDVE 시스템 모사환경은그림 8에 나타나 있다. [2]

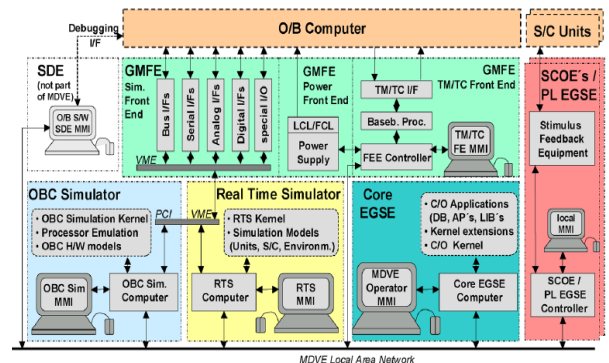


그림 8. MDVE 시스템의 단위구성 및 접속(4)

그림 8의 MDVE 시스템의 단위 구성 및 접속은 다양한 프로젝트 단계에서 여러 개의 목적으로 사용하기 위하여 다음과 같은 다양한 구성을 이룰 수 있다.

- Simulation facility
- Software Verification/Validation Facility (SVF)
- Real-time Test Bed (RTB)
- Electrical Ground Support Equipment (EGSE) for satellite integration and test.
- Spacecraft simulator for the mission control center

시스템 사양의 검증 및 확인과 수정 등을 위한 MDVE 시스템은 RTS와 Core EGSE로 구성되어 LAN (Local Area Network)을 통하여 접속된다.

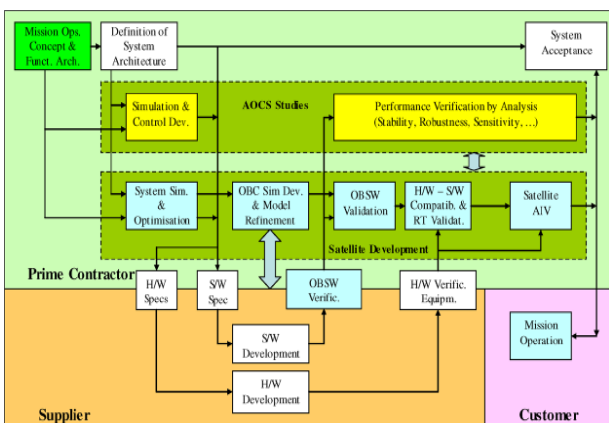


그림 7. Flow of major activities for model based development(4)

모든 검증을 위한 운용은 MMI (Man Machine Interface)를 통하여 명령되며, RTS(Real Time Simulator) MMI는 시스템의 유지와 서비스를 위하여 사용 된다. 이 시스템 검증은 주로 위성 개발 프로그램의 초기 단계에서 사용되므로 실제 하드웨어는 사용되지 않는다. 소프트웨어를 탑재한 탑재 컴퓨터는 기본 탑재 전장박스의 명령기능과 일상적인 텔레메트리 전송 기능만을 가지고 있다. 이는 시스템 검증을 위하여 충분한 기능 구비한다.

전장품 설계의 발전과 증가하는 시스템 통합 설계로 소프트웨어 검증 및 타당성 입증을 위한 시스템은 시스템 검증 모사 환경 시스템으로부터 변형된 형태로 구성된다.

소프트웨어 검증 모사 환경 시스템의 구성은 그 탑재컴퓨터의 모사를 위한 특정 모사기가 덧붙여 구성된다. 다시 말해 그림 9의 RTS 부분에서 탑재 컴퓨터 부분이 제거 되어, 탑재 컴퓨터의 프로세스를 실행한다. 소프트웨어 검증 모사 환경 시스템의 주요 목적은 모사된 위성과 실시간 환경 하에 탑재컴퓨터 모사기에 탑재된 소프트웨어를 검증하는 것이다.

위성 개발공정의 한 단계인 실제 하드웨어를 탑재하여 수행하던 실시간 시험환경시스템이 그림9에 나타나 있다. 그림에서 보듯이 탑재 컴퓨터 모사기가 실제 하드웨어로 구성된 것을 볼 수 있다. 더불어 전용 신호선과 GMFE가 아래와 같은 목적으로 설치되었다. GMFE는 탑재 컴퓨터 내부의 신호의 움직임, 경향을 파악하여 실제 상태를 확인하여 그 성능을 확인할 수 있다. 실시간 시험 환경 모사시스템에 사용된 특정 목적의 장비를 아래에 나타내었다.

- Power Front End : core EGSE 제어 하에 탑재 컴퓨터에 DC 전원 공급
- TM/TC Front End Equipment : core EGSE로부터의 명령전송 및 원격측정 수신
- Simulator Front End Equipment : 전기 및 프로토콜 접속환경 구현 및 실시간 모사기 내부에 위치한 전장품간의 통신

실시간 시험환경 모사시스템의 주목적은 하드웨어의 타이밍 시험 등과 같이 실제 탑재 컴퓨터에 실린

소프트웨어와 모사된 위성을 실시간 환경에서 탑재 소프트웨어를 검증하는 것이다. 이 시험 및 검증은 실제 위성 운용에서 발생할 수 있는 대부분의 명령을 반복하여 보내며, 명령이 누락되거나 손실되는 경우가 없는 지를 파악하는 것이다. 더불어 새롭게 개발하거나 진보된 형태의 전장박스를 탑재하여, 하드웨어 간의 실제 신호의 특성 파악이나 하드웨어/소프트웨어적인 특성을 파악할 수 있다.

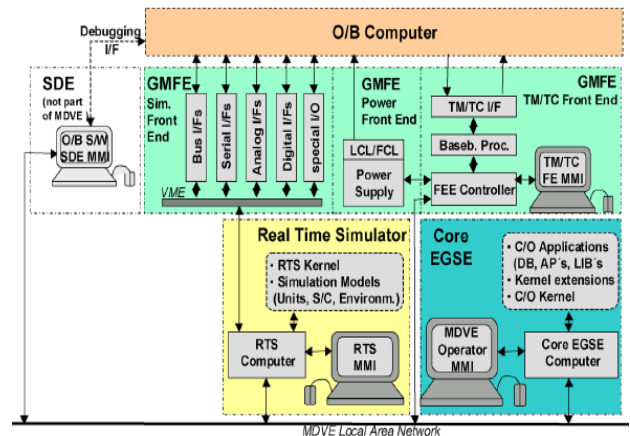


그림 9. 실시간 시험 환경 모사시스템 구성을 위한 MDVE 구성도(4)

위성의 검증에 있어 중요한 부분을 차지하는 자세 제어계의 시험 중 페-루프 검증 등의 시험을 위한 MDVE의 재구성을 그림10에 나타내었다. 대부분의 실제 전기적인 전장박스가 시스템 내에 설치되며, 실제 하드웨어로 대체된 모델들은 모사기에서 제거된다. 이 형상은 전통적인 AIT에서 수행되는 시스템 레벨 검증과 거의 동일한 구성이다.

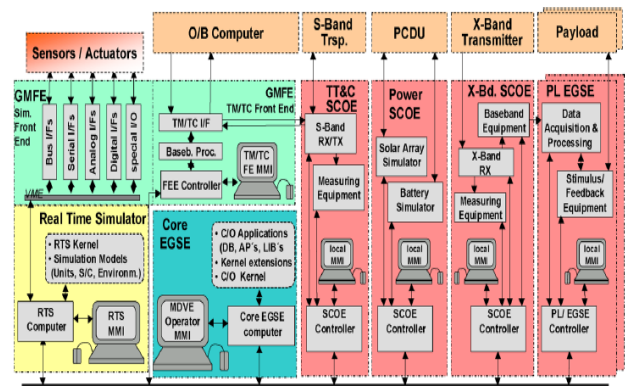


그림 10. EGSE를 포함한 MDVE재구성도(4)

위성 발사 후, 임무운용을 위한 절차서의 검증이나 운용원의 훈련을 위한 MDVE의 구성은 소프트웨어 검증 시스템과 매우 유사한 구성을 가지며, 임무수행을 위한 명령을 미리 검증하여 운용 중에 발생할 수 있는 실수를 방지하고 연습하는 기능을 가진다. 더불어 임무운용을 위한 절차서 제작에 필수적인 요소이다.

지금까지 설명한 MDVE 구성들은 위성의 설계와 개발 과정에 필수부분으로, MDVE자체가 상당히 모듈구조의 설계이므로 더욱 다양한 단계에 사용될 수 있다. 그 예로 RF 적합성 검증시험 등에 사용될 수 있다.

2.4.3 DIVA 일반적인 이해

Astrium SAS 또한 위성의 설계단계에서부터 운용에 이르는 모든 단계에 공통적으로 사용되어 비용과 시간을 줄이고자 새롭게 만든 소프트웨어 도구와 CPU의 진보 등을 바탕으로 DIVA (Development Infrastructure for Validation and AIT)라는 위성 모사 시스템을 개발하였다. DIVA는 크게 다음과 같은 두 분야의 모사 시스템으로 활용하기 위하여 제작되었다.[3]

- Full software simulation systems (with functional simulation or with software emulation of real on-board software)
- Hybrid simulation systems including a bread-board of the on-board processor

DIVA는 크게 다음과 같은 세가지의 주 구성으로 이루어졌다.

- SIMWORK
- SIMIX
- SIMGO

SIMWORK는 DIVA 모사환경 시스템 모델들의 기반이 되는 도구로 모든 사용자들이 간단히 모델의 사양을 수정하고 검증하게 하는 도구이며, SIMIX는 모사의 스케줄링, 시간관리, 모사 상태 관리 및 모사 모델에 서비스를 제공하는 실시간 커널이며, SIMGO는 모사시스템 환경 전체의 제어 및 준비를 지원하는 도구이다.

2.4.4 DIVA 구성 및 사용 예

DIVA를 이용하여 특수한 설계에서부터 개발 검증을 위하여 그림 11에 나타난 UTB (Universal Test Bed)를 구성할 수 있다.

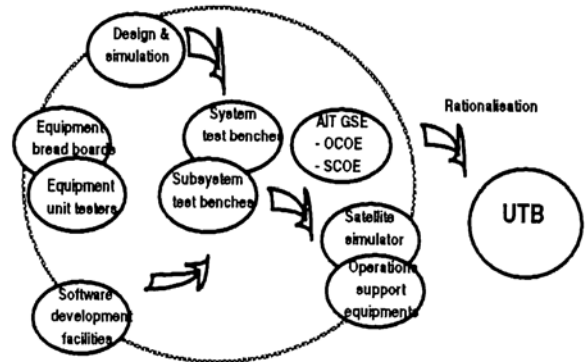


그림 11. DIVA를 이용한 UTB 개념(5)

설계, 개발 검증 도구인 UTB(Universal Test Bed)는 초기의 DIVA를 이용하여 구성한 것으로 임무설계에서부터 각 서브시스템의 사양 검증, 각 전장박스의 검증, 위성 운용의 검증을 위하여 제작되었지만, 한 프로젝트에만 한정되어 그 효과는 비용의 10%정도를 절감하는데 그쳤다.[4]

이에 특정 위성개발에만 한정되는 제한성을 극복하고자 SIMWARE라는 모사도구를 개발하였다. 그 구성도를 그림 12에 나타내었다. SIMWARE는 DIVA의 핵심 구성요소 외에 SINUS +, SINAIE, SIMPOS, SIMELEC, SIMOPEN 으로 구성되어 범용성과 적응성을 갖추었다. 언급된 구성요소들은 표4.와 같은 특성을 갖추었다.

표 4. SIMWARE 구성도구 및 기능

도구	기능
SINUS+	탑재 S/W 검증
SINAIE	조립절차서 준비 및 검증
SIMOPS	운용절차서 준비 및 검증
SIMELEC	탑재체 모사 기능
SINOPEN	모사시스템 플랫폼

SIMWARE는 SIMGO를 이용하여 구성되었으며, OPEN CENTER라는 구성요소를 내포하고 있다. OPEN CENTER는 모듈화 된 소프트웨어 커널을 제공하여 단순하면서 유연하게 고성능을 구현한다.

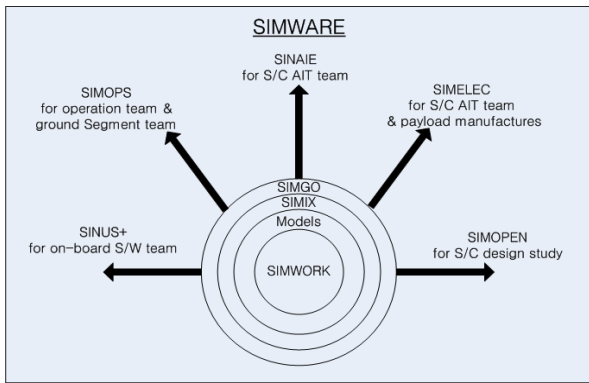


그림 12. DIVA를 이용한 SIMWARE의 구성(5)

이와 같이 구성된 SIMWARE를 바탕으로 DIVA 시스템은 유로스타 3000계열의 위성 개발에 적극활용되어 사용되고 있다. SIMOPEN을 이용한 EM의 개발, SIMWORK를 이용한 추가 모델의 개발, SIMELEC를 이용한 개발 모델의 유효성 검증, SIMOPS를 이용한 운용 검증, SINAIE를 통한 위성 조립 및 통합시험 절차서 검증에 이용되고 있다.

4. 결론

지금까지 위성개발과 관련된 각 개발사들의 위성 모사 환경 시스템들을 소개하였으며, 특히 유럽과 미국 위성 개발사들의 개발 내용 및 현황에 대해서 자세히 살펴보았다.

초기의 위성 개발자들이 단편적인 위성시스템 일부만을 모사하여 검증을 완성하던 위성 개발 모사 환경 구도에서, 위성 개발 전주기에 걸쳐 사용될 수 있는 모사 환경 시스템으로 그 구도가 옮겨가고 있음을 알 수 있다. 위성 수요의 급격한 증대로 인한 위성 개발 주기의 단축과 위성 수요자의 개발비용의 절감 요구는 더욱 더 위성 개발을 위한 전주기 모사 환경시스템 개발에 박차를 가하는 역할을 하게 하였다.

JPL을 필두로, 유럽의 위성 개발사는 이미 그 시스템이 완전한 모습을 갖추어 특정 위성의 개발에 이미 표 5에서와 같이 사용되었거나 사용되고 있다. 하지만 우리는 아직 그 위성모사 환경시스템 개발 단계보다, 이전 단계에 머물러 있는 것이 사실이다. 우리나라의 경우, 짧은 우주개발 역사에 비해 위성 개발 자체의 기술은 그 동안 괄목한 성장을 이루었다고 하나, 위성

개발을 위한 모사환경 시스템 기술의 개발, 다시 말해, 비용의 감소 및 개발 위험성 단축에는 많은 투자를 하지 못한 것은 사실이다. 이는 미국이나 유럽처럼 공장에서 생산되는 대량의 위성개발이 필요하지 않았으며, 각 서브 시스템 기술의 개발에 역점을 두었기 때문이다.

표 5. 위성 모사환경 시스템 개발현황 정리

명칭	제작사	응용범위	적용 위성
FSS	KARI	SVF	K3 & K5
ARTSS	ETRI	Ground station	Korea Sat
FST	JPL	전주기	X-33
MDVE	Astruim GmbH	전주기	Cryosat
DIVA	Astrium SAS	전주기	Eurostar 3000 family

각 시스템 요구사항 검증기술, 서브시스템의 전장 박스나 서브시스템 자체 개발기술, 총 조립 및 시험 기술, 지상국 개발기술 등의 각 단계별 기술들은 이미 수년간의 경험 및 기술을 바탕으로 상당한 수준에 있다. 이제는 우리도 이런 각 단계별 검증 및 시험을 미리 예측하여 그 개발 비용과 개발 기간을 단축하고 또한 위험성을 줄일 수 있는 전 주기 위성모사 환경 시스템 개발에 앞장 설 때가 된 것 같다.

참고문헌

1. Jong-Wook Choi, Jong-In Lee. "Software Satellite Simulator for On-Board Flight Software Development," International Conference of the Korean Space Science Society, October, 2008
2. Ja-Young Kang et al. "Design and Development an Advanced Real-Time Satellite Simulator," ETRI Journal, volume 17, number 3, October 1995.
3. Jet Propulsion Laboratory, "Flight System Testbed Functional Capability", California Institute of Technology, 1995.
4. R. Hendricks, et al, "The significant role of simulation in satellite development and verification," Aerospace

- Science and Technology 9, 273-283, 2005
5. B. Vatan, "A generic product based infrastructure for simulators in space area," Proceedings of DASIA '97 conference on Data Systems in Aerospace, Sevilla, Spain, May 1997
 6. A. N. Pidgenon, M-E. Begin, J. Eickhoff, J.D.Kuryf, "System Simulation and Verification Facility," Proceedings of DASIA '98 conference on Data Systems in Aerospace, Athens, Greece, May 1997
 7. K. Hjortnaes, S. Mejnertsen, S. Ekholm, "Software Validation Facilities," Proceedings of the DASIA 97 Conference on 'Data System in Aerospace', Sevilla, Spain, 26-29 May 1997
 8. M.M. Irvine, M.-E. Begin, et al, "System Simulation and Verification Facility," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, October, 2000
 9. N.N., "Model-based Development & Verification Environment Product Flyer of EADS Astrium GmbH, Friedrichshafen, January 2004.
 10. Mejnertsen S. et al, "Software Validation Facility for On-board software," 3'rd Workshop on Simulators for European Space Programs, Estec, November 1994
 11. ESA Modelling and Simulation on "http://asimov.esrin.esa.it/TEC/Modelling_and_simulation/TECJELKNUQE_0.html"