

# 차세대 위성개발을 위한 위성전자전산시스템 개발검증장비에 대한 연구

이재승\*, 최종욱\*, 강수연\*, 채동석\*, 이종인\*  
\*한국항공우주연구원  
e-mail : [jslee@kari.re.kr](mailto:jslee@kari.re.kr)

## A Study on Spacecraft Development Tool for the Development of the next Generation Satellite

Jae-Seung Lee\*, Jong-Wook Choi\*, Soo-Yeon Kang\*, Dong-Seok Chae\*, Jong-In Lee\*  
\*Korea Aerospace Research Institute

### 요 약

선진국들은 위성개발을 위한 첨단기술의 개발 및 적용을 위한 연구가 지속적으로 이루어지고 있으며 실제 위성의 개발에도 직접적으로 적용하고 있다. 그러나 이러한 첨단 위성의 기술이전을 기피함에 따라 국내주도의 독자적인 차세대 위성의 개발이 필요하게 되었다. 국내에서도 우주개발 중장기계획에 따라 지구관측위성, 통신위성, 기상위성 등 다양한 위성개발이 추진되고 있으나, 새로운 위성의 설계, 제작, 조립 및 시험, 검증에는 많은 시설 및 장비가 필요하며 오랜 개발기간과 많은 예산이 소요된다. 이를 해결하기 위해 새로운 위성의 개발 시 선진국에서는 범용위성 개발 테스트베드를 제작하여 사전에 위성시스템을 모델링 및 검증함으로써 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등에 활용하고 있는 추세이다. 국내의 경우, 현재 위성의 지상관제와 운용요원의 교육을 위해 위성시뮬레이터를 제작하여 활용하는 단계이며, 새로운 위성 개발을 위한 위성전자전산시스템 개발검증장비 및 활용기술에 대한 기반기술 확보를 위한 연구가 진행 중이다. 향후 다양한 위성임무에 대응한 위성의 개발기간 단축 및 비용절감과 첨단 위성전자전산시스템 및 부품기술의 사전 검증을 위해 위성전자전산시스템 개발검증장비에 대한 기반기술 확보가 필수적이다. 본 논문에서는 해외 위성선진국에서의 위성전자전산시스템 기술에 대해 살펴보고 현재까지 진행된 차세대 위성개발을 위한 위성시스템 개발검증장비의 설계에 대해 알아보려고 한다.

### 1. 서론

최근 다양한 목적의 위성들에 대한 지속적인 개발 및 연구가 진행되고 있다. 이러한 위성개발 기술은 고도의 선진기술로서 위성선진국들로부터 이와 관련된 첨단기술에 대한 기술이전에는 많은 어려움이 있다. 또한 개발해야 하는 위성의 요구조건을 만족시키기 위해서는 부품이나 개발기술, 검증기술들에 대한 새로운 기술의 개발 및 습득이 불가피하다. 이러한 첨단위성기술의 개발에는 오랜 기간이 필요할 뿐만 아니라 많은 예산이 요구된다. 새로운 위성을 개발할 때 이전에 사용되었던 위성시스템과는 다른 시스템을 적용하거나, 새로운 하드웨어 부품 및 기술을 사용해야 하므로 개발기간 및 개발비용에 큰 영향을 미치게 된다.

이를 해결하기 위해 위성선진국에서는 새로운 위성의 개발 시 사전에 위성시스템을 모델링 및 검증할 수 있는 범용위성 개발 테스트베드(Flight System Testbed, FST)를 제작하여 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등에 활용하고 있는 추세이다. 향후 다양한 위성임무에 대응한 위성의 개발기간 단축 및 비용절감과 첨단 위성전자전산시스템 및 하드웨어 기술의 사전검증을 위해 위성전자전산시스템 개발검증장비(Spacecraft Development Tool, SDT)에 대한 연구가 현재 진행되고 있다.

본 논문에서는 현재 위성선진국의 기술분석 및 개념설계가 완료된 위성전자전산시스템 개발검증장비의 설계 및 시스템 개념에 대한 연구진행 사항을 소개하

고자 한다. 먼저 해외 선진기술로서 인공위성 및 행성 탐사 분야에서 풍부한 노하우를 가지고 있는 우주기술 분야의 세계 선도기관인 NASA JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 제작, 운용하고 있는 FST[1]의 기본적인 개념 및 시스템에 대해 알아보고 현재 진행중인 SDT의 개념 및 시스템에 대해 알아보도록 한다.

## 2. Flight System Testbed

NASA JPL에서는 비용을 최소화하고 요구사항을 만족할 수 있도록 개선된 설계기법, 새로운 기술의 적용으로 경제적으로 중소형의 우주 및 지상시스템을 개발하기 위해 FST를 제작, 운용하고 있다. FST는 여러 종류의 테스트셋과 프로젝트 고유의 테스트베드 및 범용 테스트베드로 구성된다. 새로운 기술이 채택 되면 flight project에 적용하기 전에 FST에서 미리 시험, 검증함으로써 프로젝트의 비용과 위험을 줄일 수 있는 것을 목적으로 한다.

FST는 소형, 고도기술, 저비용의 위성을 End-to-End 임무수행 시스템 환경에서 단기간에 개발 가능하게 한다. PTM(Proof Test Model)에서 제공되는 기능과 유사한 기능을 제공하는 FST는 각 서브시스템의 통합 및 시스템 접속의 문제점 해결, 시스템 성능 검증을 조기에 점검하기 위한 빠른 프로토타입 구현 환경을 제공하며, 일반적으로 위성의 기계구조는 포함하지 않는다.

FST에 요구되는 기능을 정리하면 다음과 같다.

- 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 기술전수 제공
- 프로젝트 간의 위성 및 임무운영시스템의 지속성 유지
- 발사 전후의 sequencing 및 탑재소프트웨어[2] 검증기능 제공

이를 위해 FST는 프로토타입 위성 및 관련 지상데이터 시스템의 개발 및 평가를 위한 중앙 집중적이며 실제 하드웨어와 소프트웨어 시뮬레이션의 사용이 모두 가능한 유연한 모듈러 구조의 기능이 요구된다. 그림 1은 FST에 요구되는 기능을 만족하기 위한 FST 시뮬레이션 모델을 나타낸다.

그림 1과 같이 FST는 주어진 위성의 설계에 맞출 수 있는 각 서브시스템의 시뮬레이션 모델을 제공한다. 또한 탑재체의 경우도 다른 서브시스템처럼 취급하여 임무에서 요구하는 데로 한 개 이상의 탑재체에 플레이션을 위한 시뮬레이션을 제공한다. 소프트웨어 모델들로 구성된 위성체 동적 시뮬레이터(Spacecraft Dynamics Simulator)는 추진기 firing 또는 자세제어에 영향을 미치는 다른 이벤트를 토대로 자세제어시스템에 센서 데이터를 제공하게 된다.

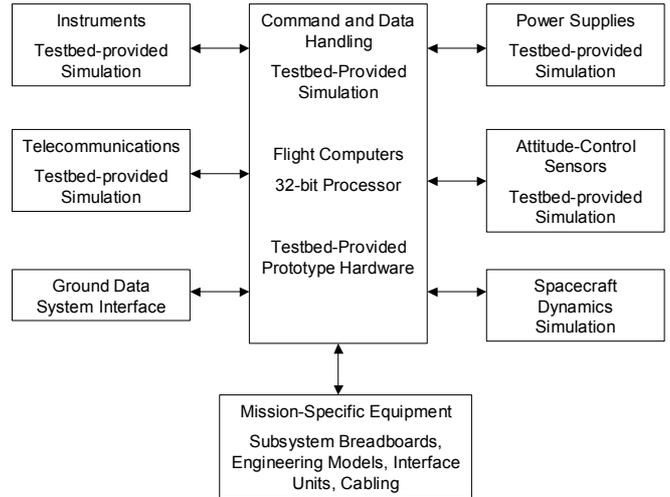


그림 1. FST Simulation Model

FST는 서브시스템을 통합하여 위성시스템을 구성하고 이를 End-to-End 임무수행 시스템과 연결하여 설계에 대한 성능, throughput 및 compatibility를 평가하는데 큰 의미가 있으며, FST의 강점은 새로운 설계나 시스템 구조를 모사하기 위해 쉽게 서브시스템의 구현을 바꿀 수 있는데 있다. FST에서는 서브시스템간의 인터페이스[3]를 가능하면 전기적, 기계적으로 표준화하여 시스템 통합을 용이하게 하며, 이를 위해 다음의 서브시스템 간 인터페이스 표준을 사용하고 있다.

- Backplane : VersaModule Eurocard (VME)
- LAN : 1553B, 1773, SCSI
- Point-to-Point : RS232, RS422

그러나 미래의 임무에 적합한 새로운 표준이 있을 경우 유연하게 추가할 수 있도록 되어있다.

FST는 JPL에 설치되어 다양한 행성탐사위성의 개발에 적용되었으며, X-33 등의 개발, 검증에도 적용되고 있다. 그림 2는 이러한 FST의 시스템 구성도를 보여준다.

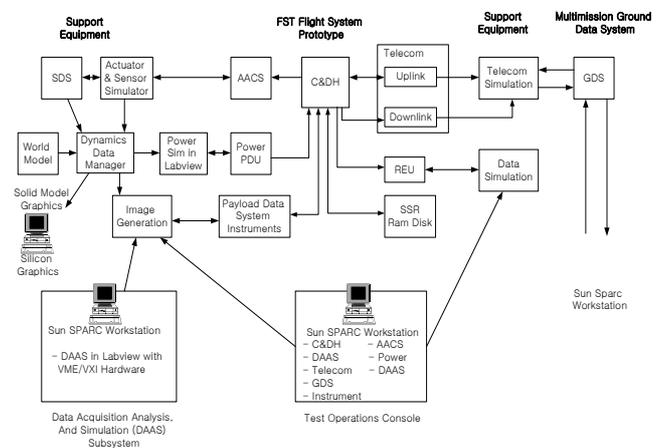


그림 2. FST System Architecture

### 3. Spacecraft Development Tool

2 절에서 설명한 FST 와 같은 범용 위성개발 테스트베드를 개발하기 위한 기반기술을 확보하기 위하여 국내에서는 SDT 의 개발의 개발을 위한 연구가 진행되고 있다. SDT 개발기술의 확보로 국내의 위성개발에 다음과 같은 발전을 기대할 수 있다.

- 프로젝트 예산 및 개발기간 단축
- 임무간의 시스템 및 서브시스템 재사용
- 신기술의 평가 및 미래 임무에의 적용
- 비행 및 지상 시스템의 동시 병행개발
- 미래의 새로운 임무에 대응한 테스트베드의 진화

다목적실용위성 1 호는 1999 년에 발사되어 설계수명을 넘긴 현재까지 임무를 수행하고 있으며, 현재는 다목적실용위성 2 호의 부분품 개발이 완료되고 통합 및 시험이 수행되고 있다. 이러한 위성개발의 기술 및 경험을 바탕으로 첨단 위성 신기술에 대한 연구개발이 반드시 필요하다. 지금까지의 다목적실용위성 시리즈에서는 Intel 계열의 CPU 가 사용되었으며 3 개의 CPU 가 서로 연결되어 각각의 맡은 기능을 수행하면서 하나의 CPU 가 호스트가 되어 전체를 관리하는 형태의 탑재컴퓨터 시스템을 사용하였다. 1 호기의 개발 이후 2 호기의 개발을 시작하는 단계에서 시스템 구성상의 큰 변화는 없었음에도 불구하고 탑재컴퓨터 관련 서브시스템에서는 CPU 타입의 변경에 따른 위성시스템의 사전검증 및 테스트를 위하여 테스트 및 검증장비를 새롭게 구축해야만 했다. 이러한 테스트 및 검증장비의 구축에는 많은 비용과 기간이 소요된다. 이를 극복하기 위하여 개발되는 SDT 는 다양한 목적의 위성에 적용가능하고 신기술의 도입에 대응할 수 있도록 하기 위하여 다목적실용위성 시리즈의 위성시스템에서 탈피하여 하나의 고성능 CPU 및 상용의 실시간 운영체제를 사용하여 탑재컴퓨터 및 탑재소프트웨어를 개발하는 위성시스템을 구성하는 기술확보를 목표로 연구가 진행되고 있다. 3 절에서는 인공위성 시스템의 기본적인 구성 및 개념에 대해 간단히 알아보고 SDT 개발을 위한 기본적인 개념설계 및 SDT 의 구성, 그리고 현재까지의 진행된 연구결과에 대해 알아보도록 한다.

#### 3.1 인공위성 시스템

인공위성은 명령[4] 및 데이터 처리 시스템[5], 통신 시스템, 자세 및 지향제어 시스템, 전력 시스템 및 탑재장치로 구성된다. 지상국에 설치되는 지상데이터 시스템은 위성과의 명령 및 원격측정데이터의 송수신을 담당한다.

일반적으로 위성 서브시스템의 하드웨어 모델은 세 단계에 걸쳐 개발된다. 첫째, 실제 비행모델과 기능적으로 동일하나, 물리적으로 다른 형상인 서브시스템 breadboard 가 제작된다. 이 breadboard 는 실제 비행모델과 기능적이나 형상, 크기가 동일한 EM(Engineering Model)으로 교체된다. 최종 형상에서는 EM 은 비행모

델(Flight Model, FM)로 교체된다.

#### 3.2 SDT 설계

SDT 설계에 있어서의 우선적인 고려사항은 SDT 를 이용하여 실제 위성 서브시스템 하드웨어의 통합 이전에 시뮬레이션된 서브시스템의 통합 및 시험을 수행함으로써 위성시스템의 성능에 대한 예측을 할 수 있어야 한다는 것이다.

특정 SDT 서브시스템 시뮬레이션은 특정한 서브시스템과 유사하도록 맞추어질 수 있어서 위성이 동일기능의 서브시스템 시뮬레이션에 의해 설계될 수 있어야 한다. 이러한 시뮬레이션에 의한 가상 위성은 초기에 서브시스템 간의 인터페이스 및 시스템 설계에 대한 검증을 가능하게 한다. 각 서브시스템 하드웨어 모델이 전달되면 시뮬레이션을 대체하여 통합 및 시험을 진행하게 된다.

만일 구성품이나 서브시스템에 문제점이 발생되어도 필요 시 시뮬레이션이나 하드웨어를 사용하여 시스템 통합 및 시험을 계속할 수 있어야 한다. SDT 는 하드웨어 및 시뮬레이션되는 서브시스템으로 구성된 가상 위성을 제공함으로써 발사 전후의 위성탑재소프트웨어에 대한 sequencing 검증기능을 제공할 수 있다. SDT 내에서 가상위성은 새로운 기술이나 대체기술을 평가하기 위해 특정 임무에 맞도록 쉽게 재구성될 수 있도록 설계되어야 한다. 이러한 빠른 프로토타입 구현 방식은 시스템 수준의 문제점을 조기에 파악하여 해결할 수 있게 하여 개발과정을 더 빠르고, 비용면에서 효율적으로 만든다. SDT 는 각 임무의 특성에 맞도록 독립적인 가상 위성 구성을 가능하게 하며, 새로운 프로젝트에 기존의 위성 하드웨어 및 소프트웨어를 재사용 할 수 있는 장점을 제공한다.

이러한 기능들을 수행하기 위해 구성된 SDT 의 기본 개념설계가 그림 3 에 나타나 있다.

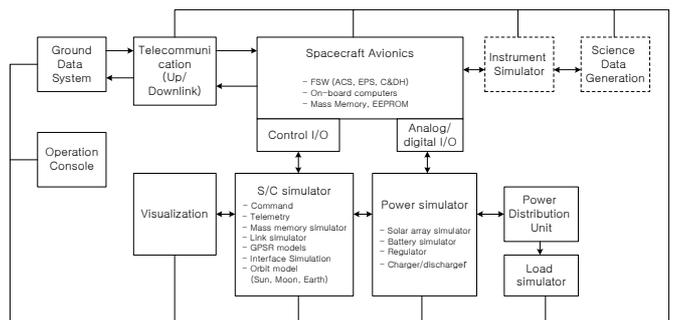


그림 3. SDT 개념설계

표준화된 시스템 수준의 인터페이스를 제공하고 현재의 임무와 다음 임무 사이의 시스템 설계 계속성을 유지하는 것은 비용 및 일정 측면에서 상당한 이점이 된다. 표준화된 시스템 인터페이스는 여러 가지 구성품 및 서브시스템의 통합을 쉽게 하고 인터페이스의 설계 및 시험 시간을 단축시킨다. 설계의 계속성은 미래의 임무 요구사항을 만족시키는데 필요한 프로토타입의 구현 및 설계의 단계적인 변경에 대한 장단점 분석을 가능하게 한다. 시스템 설계란 위성시스템을

주로 의미하지만, SDT 에서는 지상 데이터 시스템을 포함하므로 End-to-End 임무운영시스템 환경을 제공해 준다.

이러한 개념설계를 바탕으로 현재 탑재컴퓨터 및 운영체제 설정, 탑재소프트웨어 개발 도구 선정, 탑재소프트웨어 설계, 위성데이터 시뮬레이터의 개발이 진행되고 있다.

탑재컴퓨터로는 PowerPC 를 탑재한 SBC(Single-Board Computer)를 제작하였으며, 상용 실시간 운영체제인 VxWorks 를 이용한 탑재소프트웨어를 개발하고 있다. 탑재소프트웨어는 다목적실용위성 2 호를 기반으로 하지만 3 개의 프로세서에서 1 개의 프로세서로 줄었다는 것과 운영체제의 변경에 따른 인터페이스 및 부트 시퀀스, BSP 등에 대한 새로운 기술의 개발이 요구된다. 또한 지상명령의 전송 및 CCSDS 포맷의 텔레메트리 데이터의 수신 등 지상과 위성과의 인터페이스를 모사할 수 있도록 위성데이터 시뮬레이터를 개발하여 향후 다양한 위성개발 시 지상국 장비에 대한 시뮬레이션이 적용 가능하도록 할 예정이다.

그림 4 는 현재까지 개발된 탑재소프트웨어의 구성도를 나타내며 실제 위성개발 시 정해질 STA(Star Tracker), GPS, Gyro 등과 같은 위성탑재체와의 인터페이스를 담당할 1553B 부분의 CSC(Computer Software Component)와 태양전지 및 온도센서 등을 제어하는 로직이 결정되지 않았기 때문에 EPS(Electrical Power Subsystem)와 TCS(Thermal Control Subsystem), 그리고 위성의 궤도 및 자세제어를 담당하는 AOCS(Attitude & Orbit Control Subsystem) 부분은 별도로 작성되기 때문에 현재의 구성도에서는 제외되었다.

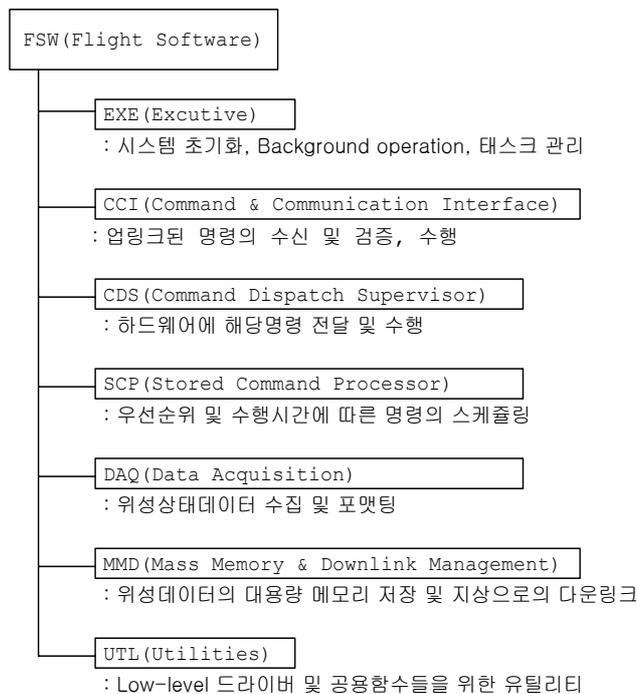


그림 4. 탑재소프트웨어 Hierarchy Chart

#### 4. 결론

세계적으로 우주에 대한 관심이 증대되고, 우주개발에 대한 국가적인 차원의 연구사업이 확대되고 있다. 또한 첨단 위성관련 기술은 계속적으로 연구 및 개발되고 있으며 선진국의 위성 신기술에 대한 기술이전은 현실적으로 어려움이 있다. 그러므로 위성개발의 기반기술 확보는 필수 불가결하다.

본 논문에서는 새로운 위성의 개발 시 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등을 위하여 개발되는 범용위성 시스템 검증장비 기술에 대해 소개하였다. 국내에서도 다목적실용위성 시리즈가 개발되고 있지만 다양한 위성시스템에 적용 가능한 범용위성용 테스트베드에 대한 기술은 미비한 상태이다.

이러한 기반기술을 확보하기 위한 연구의 일환으로 해외 위성선진국에서 개발하여 활용되고 있는 FST 에 대한 기술을 분석하였으며, 위성전자전산시스템 개발 검증장비 기술에 대한 연구가 진행되고 있다.

현재 PowerPC 를 이용한 SBC 가 개발 및 제작되었으며, 실시간 운영체제로 VxWorks 를 이용한 탑재소프트웨어의 개발을 수행하고 있다. SBC 와 실시간 운영체제 및 소프트웨어 개발도구 간의 인터페이스(Ethernet, Serial, etc.)가 모두 구성되었으며, 하드웨어 개발을 담당하는 서브시스템에서는 차세대 위성에 적용될 암호화 기능을 포함한 업링크/다운링크 보드에 대한 개발이 이루어지고 있다. SDT 에 대한 지속적인 연구를 통하여 하난의 고성능 프로세서에 탑재될 수 있는 탑재소프트웨어 시스템의 개발 및 검증이 수행될 예정이다.

#### 참고문헌

- [1] Jet Propulsion Laboratory, "Flight System Testbed Functional Capability", California Institute of Technology", 1995.
- [2] 이종인, "아리랑 위성 탑재 소프트웨어 소개", 한국정보과학회 가을학술발표 논문집(III), 제 25 권 제 2 호, pp.662~664, 1998.
- [3] 이상욱, "다목적실용위성 시뮬레이터상의 Flight Software 와 위성 서브시스템 모델간의 인터페이스 구현", 한국항공우주학회지, Vol.27 No.3, pp.145~150, 1999
- [4] 강수연, "아리랑 위성 2 호 명령처리", 한국정보처리학회 추계학술발표논문집(중), 제 9 권 제 2 호, pp.1213~1216, 2002.
- [5] 이재승 외, "다목적실용위성 2 호에서의 Telemetry 데이터 흐름", 한국정보과학회 봄학술발표 논문집(A), 제 29 권 제 1 호, pp.337~339, 2002.