

차세대 위성전자전산시스템 개발검증장비 설계

이재승^o 박희성 박성우 최종욱 권기호
한국항공우주연구원 위성전자그룹
{jslee^o, hspark74, swpark, jwchoi, khkwon}@kari.re.kr

Design of Software Development Testbed for the Next Generation Spacecraft

Jae-Seung Lee^o Hee-Sung Park Sung-Woo Park Jong-Wook Choi Ki-Ho Kwon
Satellite Electronics Dept., Korea Aerospace Research Institute

요 약

최근 국내우주개발 중장기계획에 따라 지구관측위성, 통신위성, 기상위성 등 다양한 위성개발이 추진되고 있으나, 선진국들이 첨단 위성의 기술이전을 기피함에 따라 국내주도의 독자적인 차세대위성의 개발 필요성이 대두되고 있다. 그러나 새로운 위성의 설계, 제작, 조립 및 시험, 검증에는 많은 시설 및 장비가 필요하며 오랜 기간과 많은 예산이 소요된다. 이를 해결하기 위해 새로운 위성의 개발 시 선진국에서는 범용위성 개발 테스트베드(Flight System Testbed)를 제작하여 사전에 위성시스템을 모델링 및 검증함으로써 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등에 활용하고 있는 추세이다. 국내의 경우, 위성의 지상관제와 운용요원의 교육을 위해 위성시뮬레이터를 제작하여 활용하는 단계이나, 새로운 위성 개발을 위한 위성전자전산시스템 개발검증장비 및 활용기술은 전무한 상태이다. 향후 다양한 위성임무에 대응한 위성의 개발기간 단축 및 비용절감과 첨단 위성전자전산시스템 및 부품기술의 사전 검증을 위해 위성전자전산시스템 개발검증장비에 대한 연구가 필수적이다. 본 논문에서는 해외 위성선진국에서의 위성전자전산시스템에 대한 기술에 대해 살펴보고 현재까지 진행된 차세대 위성개발을 위한 위성시스템 개발검증장비의 설계에 대해 알아보려고 한다.

1. 서 론

최근 다양한 목적의 위성들이 계속적으로 개발되고 발사되고 있다. 이러한 위성개발 기술은 고도의 선진기술로서 위성선진국들은 이와 관련된 기술들의 이전을 기피하고 있는 실정이다. 그러나 개발해야하는 위성의 요구조건을 만족시키기 위해서는 부품이나 개발기술, 검증기술들에 대한 새로운 기술의 개발 및 습득이 불가피하다. 이러한 위성기술의 개발에는 오랜 기간이 필요할 뿐만 아니라 막대한 자본이 요구된다. 또한 새로운 위성을 개발할 때 이전에 사용되었던 위성시스템과는 다른 시스템을 적용하거나, 새로운 부품소재 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 테스트베드를 제작하여 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등에 활용하고 있는 추세이다. 향후 다양한 위성임무에 대응한 위성의 개발기간 단축 및 비용절감과 첨단 위성전자전산시스템 및 부품기술의 사전 검증을 위해 위성전자전산시스템 개발검증장비에 대한 연구가 현재 시도되어지고 있다.

본 논문에서는 현재 설계단계에 있는 위성전자전산시스템 개발검증장비의 설계과정 및 시스템 개념에 대해 설명하도록 한다. 먼저 해외 선진기술로서 인공위성 및 행성탐사 분야에서 풍부한 노하우를 가지고 있는 우주기술 분야의 세계 선도기관인 NASA JPL에서 제작, 운용하고 있는 FST(Flight System Testbed)[1]의 기본적인 개념

및 설계를 위한 시스템에 대해 알아보고, 현재 진행 중인 SDT(Software Development Testbed)의 설계에 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 채택되면 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 개발가능하게 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 기능들은 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 기술 전수 제공
- 프로젝트 간의 위성 및 임무운영시스템의 지속성 유지
- 발사 전후의 sequencing 및 탑재소프트웨어[2]의 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.

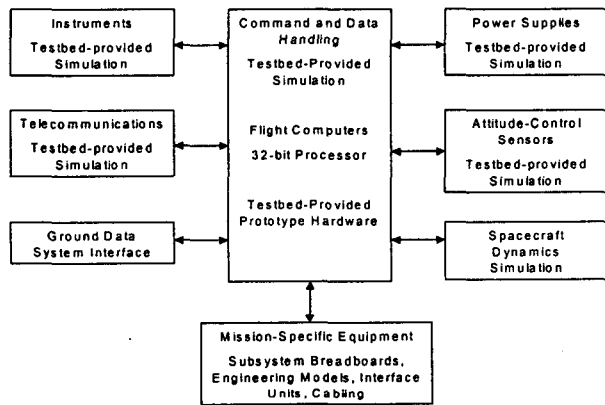


그림 1. FST Simulation Model

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

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 모사하기위해 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.

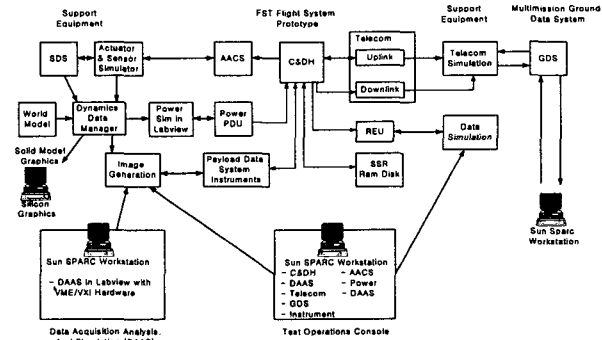


그림 2. FST System Architecture

3. Spacecraft Development Testbed

2절에서 설명한 FST와 같은 범용 위성개발 테스트베드의 일환으로 SDT를 개발함으로써 국내의 위성개발에 다음과 같은 발전을 기대할 수 있다.

- 프로젝트 비용 및 개발 기간 단축
- 임무간의 시스템 및 서브시스템 재사용
- 신기술의 평가 및 미래 임무에의 적용
- 비행 및 지상 시스템의 동시 병행 개발
- 미래의 새로운 임무에 대응한 테스트베드의 진화

3.1 인공위성시스템

인공위성은 명령 및 데이터처리시스템, 통신시스템, 자세 및 지향제어시스템, 전력시스템 및 탑재장치로 구성된다. 지상국에 설치되는 지상데이터시스템은 위성과의 명령 및 원격측정데이터의 송수신을 담당한다.

일반적으로 위성 서브시스템의 하드웨어 모델은 세 단계에 걸쳐 개발된다. 첫째, 실제 비행모델과 기능적으로 동일하나, 물리적으로 다른 형상인 서브시스템 breadboard가 제작된다. 이 breadboard는 실제 비행모델과 기능적이나 형상, 크기가 동일한 EM(Engineering Model)으로 교체된다. 최종 형상에서는 EM은 비행모델로 교체된다

3.2 SDT 설계

SDT를 이용하여 실제 위성 서브시스템 하드웨어의 통합 이전에 시뮬레이션된 서브시스템의 통합 및 시험을

수행함으로써 위성시스템의 성능에 대한 예측을 할 수 있어야 한다.

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 필요시 시뮬레이션이나 하드웨어를 사용하여 시스템 통합 및 시험을 계속할 수 있어야 한다. SDT는 하드웨어 및 시뮬레이트되는 서브시스템으로 구성된 가상 위성을 제공함으로써 발사 전후의 위성탑재소프트웨어에 대한 sequencing 검증기능을 제공할 수 있다. SDT내에서 가상 위성은 새로운 기술이나 대체기술을 평가하기 위해 특정 임무에 맞도록 쉽게 재구성 될 수 있도록 설계되어야 한다. 이러한 빠른 프로토타입 구현 방식은 시스템 수준의 문제점을 조기에 파악하여 해결할 수 있게 하여 개발 과정을 더 빠르고 비용 면에서 효율적으로 만든다. SDT는 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 소화해 내기위한 SDT의 기본 개념설계가 그림 2에 나타나 있다.

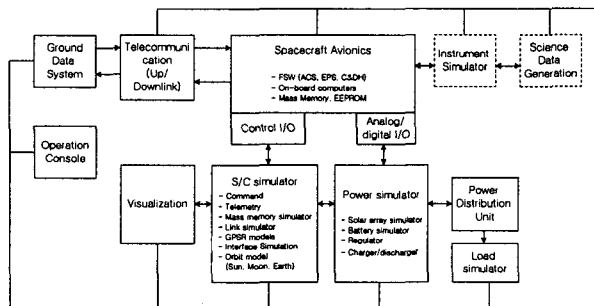


그림 3. SDT 개념설계

표준화된 시스템 수준의 인터페이스를 제공하고 현재의 임무와 다음 임무사이의 시스템 설계 연속성을 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 연속성은 미래의 임무 요구사항을 만족시키는데 필요한 프로토타입의 구현 및 설계의 단계적인 변경에 대한 장단점 분석을 가능하게 한다. 시스템 설계란 위성시스템을 주로 의미하지만, SDT에서는 지상 데이터 시스템을 포함하므로 End-to-End 임무운영시스템 환경을 제공해 준다.

5. 결 론

본 논문에서는 위성전자전산시스템 개발검증장비에 대한 연구를 수행의 배경으로 해외의 FST 기술분석과 현재까지 수행한 SDT의 설계개념과 시스템 개발에 대하여 설명하였다. 하나의 위성을 개발하기 위해서는 오랜 개발기간과 많은 개발비용이 필요하며 위성시스템의 설계 변경에 따라 시간적으로나 예산 면에서 많은 영향을 받아왔다. 이를 해결하기 위해 범용위성 개발 테스트베드로서 SDT를 개발하여 사전에 위성시스템을 모델링 및 검증함으로써 개발기간의 최적화, 개발예산의 최소화, 신기술의 적용 등에 활용할 수 있을 것이다.

한국항공우주연구원에서는 차세대 위성체 개발 시 고성능 신규부품 및 신기술의 사전시험, 그리고 효율적인 위성시스템 개발검증에 활용하기 위하여 차세대 위성전자전산시스템 개발검증장비의 기술 확보 및 개발에 대한 연구를 수행 중이다. 현재 SDT에 대한 개념 및 구성, 시스템 설계가 완료되었으며, 차세대 위성체 프로세서에 대한 기술분석이 수행되고 있다. 차세대 위성체 프로세서의 선정이 이루어지면 이를 바탕으로 SDT에 대한 상세설계가 수행될 예정이다.

참고문헌

- [1] Jet Propulsion Laboratory, "Flight System Testbed Functional Capability", California Institute of Technology, 1995.
- [2] 이종민, "아리랑 위성 탑재 소프트웨어 소개", 한국정보과학회 가을학술발표 논문집(III), 제25권 제2호, pp.662 ~ 664, 1998.
- [3] 이상욱, "다목적실용위성 시뮬레이터상의 Flight Software와 위성 서브시스템 모델간의 인터페이스 구현", 한국항공우주학회지, Vol.27 No.3, pp.145 ~ 150, 1999.