

# 위성시물레이터의 분류 및 설계에 관한 고찰

강자영\*, 은종원, 이성팔

한국전자통신연구원  
042-860-5609, jy-kang@etri.re.kr

## 1. 서론

지난 10년 간 우리나라는 통신위성 3기, 과학관측 위성 1기, 소형과학위성 3기 등 총 7기의 위성을 우주에 쏘아 올렸다. 국가 우주개발 중장기 기본계획에 의하면 국내 통신방송 서비스 수요의 증가 등으로 인하여 향후 15년 간 18기의 위성을 더 발사하리라는 전망이다. 이러한 위성들은 자동차처럼 시장에서 자유롭게 구매할 수 있는 것이 아니고, 하나 하나 고유한 임무에 맞게 특별 제작되는데, 위성 1기를 제작하여 발사하는데 보통 3~5년의 장시간이 소요된다. 위성시물레이터는 이러한 위성의 개발과정에서 분석, 설계, 검증시험 및 운용 등을 위해 활용되는 위성시스템중의 하나이다. 그러나 위성시물레이터는 그 기능 및 정확도 요구사항에 따라 제작비용과 노력이 많이 든다. 본고에서는 이러한 위성시물레이터를 기능에 따라 분류해보고 위성시물레이터의 개발절차 및 설계에 대한 몇가지 사항을 고찰해 보고자 한다.

## 2. 위성시물레이터 분류

### 가. 활용목적에 따른 분류

위성시물레이터는 활용목적에 따라 위성개발을 위한 분석 설계용 시물레이터, 검증시험용 시물레이터, 위성운용 지원용 시물레이터, 기타 장비개발용 시물레이터 등 종류가 다양하다.

#### ◎ 위성 개발용 시물레이터

위성 개발용 시물레이터는 대부분 부분체 시물레이터로서 Payload, 자세제어계(AOCS), 전력계(EPS), 원격측정명령계(TC&R), 추진계(PS), 열제어계(TCS), 구조기구계(SMS) 등의 분석 및 성능을 정의하는데 활용된다.

#### ◎ 검증시험용 시물레이터

위성 검증시험용 시물레이터는 H/W종합(Testbed), S/W검증(Flight S/W Verification), 성능검증(H/W, S/W시물레이션) 등에 활용된다.

#### ◎ 위성운용 지원용 시물레이터

위성운용 시물레이터는 지상관제시스템 시험(실시간 Telemetry제공), 위성명령 및 비행절차의 사전 검증, 위성 이상상태 해결(Anomaly Resolution), 위성 비상절차 수립, 위성운용자 교육 등을 위해 개발된다. 위성 운용시물레이터는 탑재체 및 위성체 버스 모델, 지상국 모델, 궤도 및 우주환경 모델, 역학모델이 모두 구현하여, 위성과 똑같이 실시간으로 운영되도록 하는 것이 특징이다.

이들 외에도 GPS위성시물레이터와 같은 연구용 위성시물레이터가 있는데, 이들은 GPS 항법수신기 제작사나 학술적 연구기관에서 주로 사용이 된다.

### 나. 궤도에 따른 분류

위성은 운용궤도에 따라 저궤도위성(지구상공 2,000km 이하), 중궤도위성(지구상공 10,000~20,000km), 정지궤도위성(적도상공 36,000 km), 지구외계탐사위성 등으로 분류되며, 저궤도에는 고해상도 영상자료를 얻기 위한 지구관측위성, 중궤도에는 지구전역을 커버하기 위한 항법위성, 정지궤도에는 항상 LOS가 유지되는 장점 때문에 통신위성이 주로 운용된다. 궤도에 따른 위성 시물레이터의 대상 위성시스템을 예로 들면 다음과 같다.

#### ◎ LEO 위성시물레이터

자원탐사위성(LANDSAT, SPOT), 기상관측위성(NOAA), 과학위성(KITSAT, TOMS-EP, SPACE STATION), 통신위성(GLOBALSTAR, IRIDIUM)

#### ◎ MEO 위성시물레이터

통신위성(ICO), 항법위성(GPS, GLONASS)

◎ GEO 위성시물레이터

통신위성(KOREASAT, INTELSAT), 기상위성(METEOSAT, GMS), 항법보정위성(MTSAT)

◎ Deep Space 위성시물레이터

태양계 행성 탐사위성

3. 위성시스템의 시물레이션 대상 분석

실제 지구상에서 많이 활용하는 위성은 주로 저궤도 위성과 정지궤도 위성이다. 따라서, 본 논문에서는 저궤도 위성과 정지궤도 위성에 국한하여 시물레이션 대상을 설정하고 이에 대한 구현 유무를 분석 비교해 보고자 한다.

◎ 궤도

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· 지구에 상대운동	○	· 지구에 정지상태	○
· 매궤도당 식발생	○	· 계절별 식발생	○
· 지구중력 섭동	○	· 해,달,지구 섭동	○

◎ 위성체 버스

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· 온보드자동화기능	○	· 연속관측	×
· 안전모드	○	· 일반적으로 없음	○
· 능동 자세제어	○	· 단순 자세제어	○
· 전력=f(Beta,Solar Cell, Batteries)	○	· 전력=f(Beta,Solar Cell, Batteries)	○

◎ 탑재체

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· LEO 임무에 종속	○	· GEO임무에 종속	○

◎ S/G통신

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· Range,Doppler	○	· 상대운동 없음	○
· 조향식 위성안테나 @ high RF	○	· 고정식 위성안테나	○
· Full Motion 지상국 안테나	○	· Limited Motion 지상국 안테나	○

◎ 임무 및 SOH 데이터 수신 및 처리

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· 주기적 접속	○	· 상시 접속	○
· Dump Mode	○	· 상시 Downlink	○
· CMD Uploading (Sequencer Execution)	○	· 상시 Uplink	○

◎ Man Machine Interfaces(MMI)

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· 주기적	×	· 상시	×
· Timeliness	×	· 제한 없음	×
· Quick Looks	×	· Online연속상태	×

◎ 시스템 비상계획(Contingency Plan)

LEO	구현 유무	GEO	구현 유무
· 실시간 관찰 불가	○	· 실시간 관찰	×
· 신속한Online평가	×	· 신속한Online평가	×
· 위성체에 비상계획 설계	○	· 지상국에서 쉽게 처리 가능	×

4. 위성시물레이터의 구현

가. 개발 절차

개발방법에 따라 다소 차이는 있겠으나 위성시물레이터 역시 다른 시스템들과 비슷한 단계를 거쳐 개발된다. 요구사항 정의가 끝나면 요구사항을 기능적으로 할당하여 시스템규격을 만들고 이를 기준으로 상세설계에 들어 간다. 설계서를 바탕으로 시스템 제작이 끝나면 종합화, 시물레이션 모델성능 검증, 요구사항 이행 검증, 시물레이터 인증 등의 단계를 거쳐 실제 운용에 들어 간다. 각 단계별로 수행해야 할 업무는 다음과 같다.

◎ 요구규격 개발단계

- 시물레이터 시스템 요구사항 정의
- 시물레이터 S/W 요구사항 정의
- 시물레이터 H/W 요구사항 정의
- 시스템 규격 작성

◎ 설계단계

- 시물레이터 구조 및 인터페이스 설계
- 시물레이션 모델 설계
- 제작/구매 항목 결정

- S/W 상세 유통도 작성
- 시험계획서 작성
- ◎ 제작단계
  - Custom S/W 코딩/디버깅 (테스트케이스 개발)
  - H/W 획득 및 검사
- ◎ 종합화 및 성능시험 단계
  - Custom S/W와 상용 S/W의 종합
  - H/W에 탑재 및 운전
  - 성능을 알고 있는 서브시스템에 대해 시물레이터를 운전하여 정확성을 시험
- ◎ 인증(Qualification)
  - 모든 요구사항의 이행 여부를 추적 확인
  - 위성체 서브시스템 및 위성의 운동 특성 검증
  - 모든 인터페이스(극성, 전압 등)가 정확하게 구현되었는지 시험
  - 정적 케이스(해석적 데이터)에 대해 시험
  - 동적 케이스(해석적 데이터)에 대해 시험
  - 기존 위성시스템의 데이터를 이용하여 시험
  - 가능한 실제 H/W를 이용하여 검증
  - 각 명령 시퀀스에 대해 정확한 원격측정값이 생성되는 가를 시험
- ◎ 운용단계
  - 위성의 설계, 개발, 시험용 도구 또는 위성 운용 지원용으로 활용

**나. 시물레이터 구조 형상화**

위성시물레이터의 본격적인 설계에 앞서 설계자는 위성시스템을 위성시물레이터 구조로 옮기는 형상화 작업을 해야 한다. 위성시물레이터 개발 시점에서 대상 위성시스템 역시도 개발이 진행되는 상태이기 때문에 이러한 작업은 상당히 중요하며, 위성시스템에 대한 정확한 이해와 많은 경험이 필요하다. 그림 1은 전형적인 위성시스템을 개략적으로 나타낸 것이다. 실제 정상운용모드에서 위성운영자는 지상국 장비를 통하여 위성과 통신을 하고, 위성은 운용센터에서 보내온 위성명령에 반응하여 이에 대한 원격측정데이터를 생성하여 지상국 장

비를 통하여 운용센터로 전달한다. 이러한 위성시스템의 구조 및 기능은 소프트웨어로 구현이 가능하다. 위성시물레이터는 지상장비, 궤도 및 우주환경, 위성체 버스의 서브시스템 및 탑재체 모델들을 포함하고 있어서 원격명령에 실시간으로 반응하고, 실제의 위성처럼 원격측정데이터를 생성하는 기능을 가져야 한다. 우주환경 모델은 위성에 영향을 주는 해, 달, 지구, 태양방사압력, 지구자기장 및 공기항력 등의 영향을 모사할 수 있어야 한다. 위성시물레이터의 원격측정데이터는 위성시스템의 반응 및 건강을 나타내는 상태데이터로 구성되며, 일정주기로 반복 생성된다.

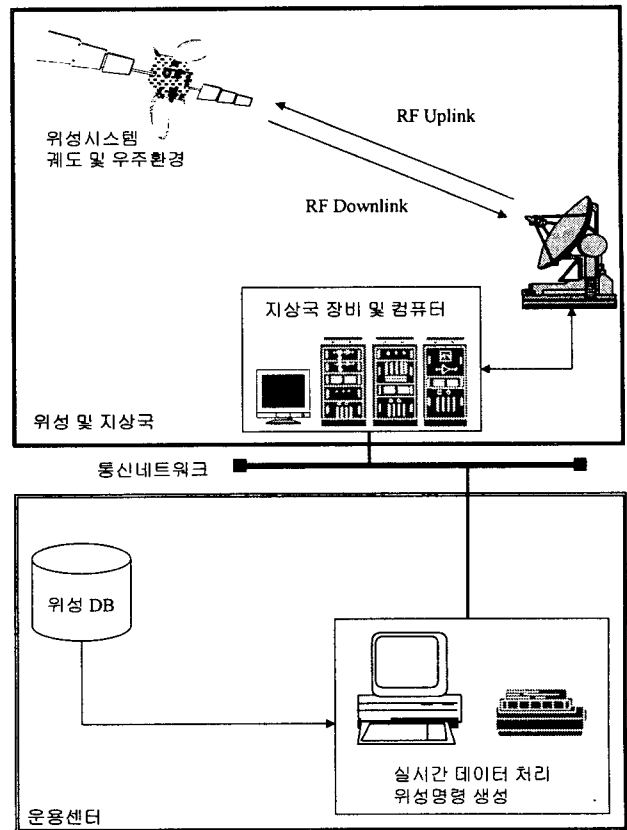


그림 1. 위성시스템 구성도

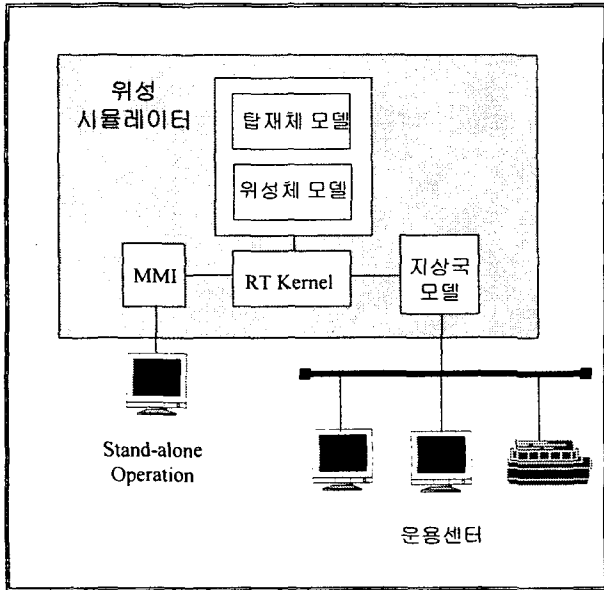


그림 2. 위성시뮬레이터 형상도

그림 2는 그림 1의 위성시스템을 위성시뮬레이터 구조로 형상화한 것이다. 실시간 커널은 시뮬레이터 제어, 원격명령 및 원격측정데이터 처리, 시뮬레이션 모델 스케줄링, 데이터 저장 및 표시, 에러로그등의 기능을 갖는다. 지상국 모델은 원격측정데이터 전단 프로세서와 같은 공용장비, 운영센터 통신링크에 대한 인터페이스(통신프로토콜) 등을 시뮬레이션 한다. 윈도우에 기초한 사용자 인터페이스(MMI)는 시뮬레이터 정보를 화면에 표시하고 시뮬레이터를 제어하기 위한 기능을 제공한다. 화면표시기능은 로그 표시, 알파뉴메릭 표시, 경향커브 표시, 모사다이아그램 표시, 해/달/지구에 대한 위성의 3차원 자세운동 표시 등을 포함하며, 제어기능은 커맨더 윈도우를 통하여 원격명령을 라인으로 입력하거나 또는 내부에 만들어진 메뉴에서 선택 할 수 있는 기능을 제공한다.

#### 다. 위성시뮬레이터의 기능 Decomposition

위성시뮬레이터의 형상 정의가 완료되면 각 블럭 다이어그램이 갖는 기능들을 세분화해야 한다. 다음은 정지궤도 통신위성을 모델로 하여 기능을 상세화 한 것인데 자세한 내용은 참고문헌<sup>[2]</sup>에 기술되어 있다.

##### ◎ 실시간 커널부

- 시뮬레이터 제어 기능: 시뮬레이터 시작, 정지,

종료, 데이터 저장 및 디스플레이 제어

- 원격명령 처리기능: 원격명령의 수신, 디코딩, 확인, 내부명령으로 전환
- 원격측정데이터 처리기능: 원격측정데이터의 포맷 및 송신
- 프로그램 제어 기능: 모델의 실시간 스케줄링 및 위성명령 분배

##### ◎ 사용자 인터페이스

- 사용자 접속 기능: 시뮬레이터 초기화, 그래픽 출력, 시뮬레이터 상태 감시, 이상상태 입력, 원격명령입력, 상태데이터 수정 등
- 그래픽 처리 기능: 자세 도시, 궤도 도시, 위치유지상태 도시, 빔 커버리지 도시, 데이터 플롯팅
- 위성상태 데이터 감시기능
- 원격측정데이터의 화면 표시

##### ◎ 위성체 모델

- 통신탑재체 모사 기능: 통신중계기 텔리메트리 모사 기능
- 자세 및 궤도제어계 모사기능: 실시간 자세 및 궤도 방정식 적분, 자세변화 모사, 자세센서모사, 전자제어장치 모사, 액츄에이터 모사
- 전력계 모사 기능: 태양방향에 따른 전력발생량 변화 모사, 식현상 모사, 전력 소모 모사, 전력안정기 및 제어기 모사, 배터리 방전효과 모사
- 열제어계 모사 기능: 히터 모사, 식현상 및 전이 궤도 온도 강하 모사, 히트파이프 모사
- 원격측정명령계 모사 기능: 스위칭 로직 모사, 추적기능 모사

#### 라. 개발 제한사항

##### ◎ 개발비용

위성시뮬레이터의 개발비용은 시뮬레이터 성능 및 신뢰도, 시뮬레이터의 반응시간 및 활용 목적에 따라 상당한 차이가 있다. 시뮬레이터의 성능을 높이기 위해서는 시뮬레이션 모델의 정확도를 높여야 하는데, 특히 High Fidelity를 요구하는 시뮬레이터 중에는 Loop에 H/W를 설치하여 HITL 시뮬레이터를 구현해야 하는 경우가 있다. 또한 시뮬레이션 모델의 성능과 함께 실시간 요구사항을 높일 경우 플랫폼의 성능도 높여야 하기 때문에 비용이 상당히 증가된다. 또한 활용 목적이 H/W 검증용이나

또는 운용자 교육용이나 아니면 IOT 지원용이나에 따라서도 비용에 상당한 차이가 있다.

◎시스템 Fidelity

앞에서 볼 수 있듯이 시스템 성능과 개발비는 밀접한 관계가 있다. 개발비가 적을수록 Drawback이 발생할 여지가 큰 것은 당연하지만, 위성시뮬레이터는 어디까지나 시뮬레이션 도구이므로 실제의 시스템과 똑같은 기능 및 성능을 가진 시뮬레이터를 구현하는 데에는 한계가 있다.

◎ 개발일정

운용자가 위성시뮬레이터가 생성하는 원격측정데이터에 신뢰성을 갖기 위해서는 위성체 및 위성체 모델의 High Fidelity가 요구된다. 시뮬레이터는 필요한 계획수립, 시험 및 운용자 교육의 지원을 위해 적어도 발사 1년 전까지 완성해야 되지만, High Fidelity를 가진 시뮬레이터를 제작하는데 필요한 시스템 정보는 위성 순기상에서 아주 늦은 시점까지도 가용하지 않다. 이는 위성시뮬레이터를 짧은 기간에 개발할 수 있는 능력과, 규격 및 요구사항의 사후 변경을 수용할 수 있는 아주 유연한 설계방법의 사용 및 높은 개발 생산성을 요구한다.

5. 위성시뮬레이터 설계방법 고찰

위성시뮬레이터 개발자의 최대 관심사는 비용은 최소화하고 시스템 성능은 최대화하면서 정해진 기간내에 시스템 개발을 완료하는 것으로 생각된다. 이는 기존의 방법으로는 해결하기가 쉽지 않다. 그러나 근래 위성시뮬레이터 개발분야에도 객체지향형 설계기법(OOD)을 도입하여 이미 개발된 소프트웨어를 모듈화하여 재사용성을 높임으로서 문제를 해결하려는 노력이 시도되고 있다<sup>[3]</sup>. 사실 OOD는 80년대에 많은 연구<sup>[4]</sup>가 이루어졌으나 90년대 들어 C++ 등 OOP 언어가 대중화되면서 많은 부분에 응용이 되고 있다. 위성시뮬레이터에는 실시간처리 요구사항으로 인하여 완전한 데이터 하이딩 등이 불가능하고 객체에 속한 데이터에 대한 접근은 모두 객체 서비스를 통해야 하기 때문에 클라이언트가 직접 데이터에 접근 할 때보다 덜 효율적이라는 단점도 있다. 또한 각 기관의 소프트웨어 표준을 충족시키는 OOD에 적합한 새로

운 문서표준을 정의하는 것이 필요하다. ESA에서는 최근 시뮬레이터 모델과 시뮬레이터 플랫폼 사이의 인터페이스를 위한 표준규격<sup>[5]</sup>을 만들었다. 이를 만든 동기는 ESA 내에 많은 우주 프로그램이 진행되고 있지만 여전히 시뮬레이터는 각 프로그램의 목적만을 위하여 독립적으로 개발되고 있기 때문에 이를 통하여 개발비용과 개발시간을 절감하기 위한 것으로 알려졌다. 이 표준규격은 시뮬레이터 모델과 시뮬레이터 환경과의 연결 최소화, 모델과 시뮬레이터 플랫폼사이의 인터페이스 표준화, 다른 개발자에게도 이해가 잘 되는 모델 개발 등을 목표로 개발되었다. 우리나라도 이제 많은 위성사업이 진행되고 있다. 위성시뮬레이터 분야에도 새로운 설계기법을 응용하여 성능을 높이고 비용과 시간을 절감할 필요가 있다.

참고문헌

- [1] 과기부, "국가 우주개발 기본계획 보완에 대한 공청회" 발표자료, 2000.10.23.
- [2] Ja-Young Kang and et al, "Design and Development of an Advanced Real-Time Satellite Simulator," ETRI Journal, Vol. 17, No. 3, October 1995.
- [3] Adam P, Williams, "An Object-Oriented Architecture for Real-Time Satellite Simulation," Proceedings of the Conference on Modeling and Simulation, 1994.
- [4] Grady Booch, "Object-Oriented Development," IEEE Transactions on Software Engineering, Vol. SE-12, No. 2, February 1986.
- [5] L.Aguello, J.Miro, J.J. Gujer and K.Nergaard, "SMP: A step Towards Model Reuse in Simulation," ESA Bulletin 103, August 2000.