

천리안위성 운용 준비를 위한 위성시뮬레이터 활용효과 분석

이훈희*, 김방엽**, 박봉규***, 양군호****, 백명진*****, 천용식*****

Utilization and Effect of Satellite Simulator for COMS Operation Preparation

Hoon-Hee Lee*, Bang-Yeop Kim**, Bong-Kyu Park***
Koon-Ho Yang****, Myung-Jin Baek*****, Yong-Sik Chun*****

Abstract

Prior to the launch of COMS Satellite, the validation of the ground system for satellite operations has been performed using the real COMS, the satellite simulator and etc. In particular this paper will focus on the part of ground system test on which the simulator is used and it will present the usage, range and importance of the simulator utilization. Furthermore, it describes the practical experience on and its effect using Simulator for system validation, and suggests approaches to overcome a partial limitation.

초 록

통신해양기상위성의 명칭인 천리안위성 발사를 앞두고 위성운용을 위한 지상시스템의 검증이 실제 위성과 위성시뮬레이터 등을 이용하여 수행되었다. 본 논문에서 특히 시뮬레이터가 적용된 지상시스템 시험 부분을 중점적으로 분석하여 시뮬레이터의 활용시간, 활용범위, 활용비중 등을 기술한다. 아울러 시스템 검증을 위한 시뮬레이터의 적용 경험을 바탕으로 시뮬레이터의 효과를 설명하고 한계점과 개선방향을 제시한다.

키워드 : 천리안위성(Chullian), 통신해양기상위성(COMS), 위성운용(Satellite Operation)
위성관제(Satellite Control), 시뮬레이터(Simulator), 동역학시뮬레이터(DSSS)

1. 서 론

2010년 6월 발사가 예정된 천리안위성(통신해양기상위성의 명칭 혹은 COMS : Communication, Ocean and Meteorological Satellite)은 설계/개발 및

검증 단계에서 한국항공우주연구원(이하 KARI : Korea Aerospace Research Institute)과 프랑스 ASTRIUM 사가 공동 개발한 천리안위성 시뮬레이터(이하 시뮬레이터 혹은 DSSS : Dynamic Satellite Simulator Software)를 적극 활용하였다.

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 4일, 2차 : 2010년 6월 15일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 정지케도위성관제팀/lhh@kari.re.kr ** 정지케도위성관제팀/kby@kari.re.kr *** 통해기체계팀/pbk@kari.re.kr

**** 통해기체계팀/khyang@kari.re.kr ***** 통신해양기상위성사업단/mjbaek@kari.re.kr ***** 위성운용실/sik@kari.re.kr

흔히 위성운용훈련 용 시뮬레이터로 알려져 있으나 이미 탑재소프트웨어 통합검증, 위성통합조립 시험절차서검증, 지상시설검증, 정지궤도위성관제팀 운용훈련 등에 활용되어 시뮬레이션 데이터 및 기능이 입증되었으며 현재 천리안위성 임무운용을 위한 관제시설 및 데이터 처리시설 등의 지상시스템의 최종 준비에 이용되고 있다.

초기 검수되는 지상관제시스템은 구성품 혹은 하위시스템의 단위시험을 통해 기능검증이 충족되더라도 시스템 수준의 검증도구 부재로 시스템 통합검증 수행이 부족한 것이 일반적이며 이를 위한 다양한 연구가 선진우주기관 및 업체에 의해 진행되고 있다. 시스템 검증이 일부분 성취될지라도 요구사항의 상호이해 부족, 요구사항 추가 등으로 인해 재검증이 요구되며 특히 기성품이 아닌 신개발인 경우에는 다수의 결점이 잠재되기 마련이다.

천리안 위성운용을 위한 지상관제시스템 검증은 임무운용을 위한 위성운용절차서, 위성파라미터, 데이터베이스 등의 위성운용데이터가 준비되고 지상시설의 구축이 완료된 시점에서 시작된다. 이러한 시스템 검증은 시스템을 구성하는 하위시스템의 기능검증이 수행된 후 전체 시스템의 유기적 동작과 운용인원의 능력을 검증하는 절차로 진행된다. KARI에 구축된 천리안위성 관제시스템 시험에서 2008년 3월 12일 경에 전달된 시뮬레이터를 이용하여 현재까지 지상관제시스템 기능, 위성운용데이터, 위성운용능력을 시험하였으며 다양한 오류를 검출하고 교정하였다.

본 논문에서는 지상관제시스템 검증시험에서 시뮬레이터를 검증도구로 사용한 경우에 한정하여 시뮬레이터의 실제 적용을 통해 활용된 범위와 효과를 기술한다. 또한 검증시험에서 발견된 시뮬레이터와 연관된 한계점을 살펴보고 개선 방안을 제시한다.

2. 천리안위성 관제시설

2.1 관제시설 구성

천리안위성은 정지궤도 상에서 한반도를 24시

간 지향하며 동시에 지상에서는 안테나를 통해 지속적으로 연결하여 관제를 수행한다. 이러한 실시간 위성관제를 위해 구축된 천리안 지상관제시설은 그림 1과 같이 TC의 송신, TM의 수신, 위성과 지상안테나 간의 거리측정과 추적을 위한 TTC(Tracking Telemetry and Command), 궤도 결정과 각종 이벤트 예측을 위한 FDS(Flight Dynamics Subsystem), 임무탑재체 및 자세/궤도 기동 임무 계획을 위한 MPS(Mission Planning Subsystem), TM(Telemetry)/TC(Telecommand)를 실시간으로 처리하고 시스템 설정, 데이터 감시, 후처리 기능을 갖는 ROS(Real-time Operations Subsystem), 키를 이용하여 전송 TC의 암호화하기 위한 GAU(Ground Authentication Unit), 기타 네트워크 등으로 구성된다. 언급된 주요 5개의 서브시스템은 전자통신연구원에서 개발하였으며 KARI와 프랑스 ASTRIUM 사가 공동 개발한 시뮬레이터(DSSS)는 그림 1의 빨간색으로 표시된 바와 같이 지상관제시설과 연동되어 실제 천리안 위성을 대체하여 가상 환경을 제공한다.

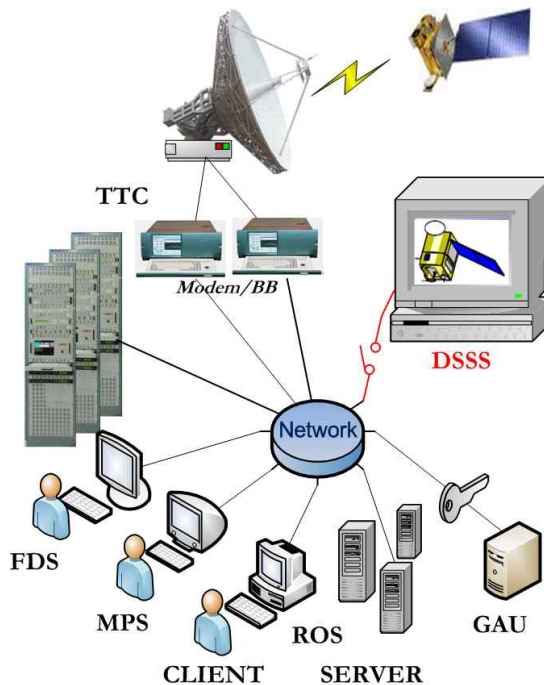


그림 1. 천리안위성 관제시설

그림 2는 KARI 내 위성운동에 구축된 위성 관제실의 내부 모습이다. 천리안 위성이 발사되면 관제실에서 위성운용자가 24시간 상주하여 정밀궤도 결정, 임무계획수립, 실시간 운영 등을 수행할 예정이다.



그림 2. 천리안위성 관제실

2.2 검증 용 시뮬레이터

천리안위성 개발과정에서 하위 버전의 시뮬레이터가 다양한 검증을 위해 사용되었다. 지상관제시스템 검증을 위한 시스템 급 시뮬레이터가 개발되기 까지 시뮬레이터를 구성하는 시뮬레이션 모델, 탑재소프트웨어, 데이터베이스 등이 단계적으로 상호검증[1]되어 위성조립시험 단계에서 시뮬레이터의 완성도는 90%를 이른다. 그림 3은 천리안 시뮬레이터의 버전 변화를 나타내며 초기 1.0 버전은 기상/해양/통신 임무탑재체 및 접속장치 등이 구현되기에는 이른 시점이며 기본적인 버스 모델과 하위수준의 탑재소프트웨어(FSW: Flight Software)가 일부 구성된 것을 보여준다. 위성의 최종조립시험이 수행되는 시기에 시뮬레이터의 개발은 모든 시뮬레이션 모델과 FSW의 초기 완성본인 5.0 버전에 이르며 완성도는 96%에 이른다. 이 초기 완성본은 지상관제시스템 검증을 지원하기 위한 첫 버전이다.

일반적으로 관제시스템을 지원하는 시뮬레이터의 개발은 위성개발 및 지상관제시스템 개발과 평행하게 동시 진행된다. 지상관제시스템 개발

과정에서 단위기능 시험 용 시뮬레이터가 요구될 때 시뮬레이터의 완성도가 낮더라도 요구사항을 만족시킬 수 있다. 예를 들어, 천리안 시뮬레이터의 경우 2007년 초에 지상관제시스템의 TM(Telemetry)/TC(Telecommand)의 프로토콜 접속 시험을 위해 지상-위성 간 접속모델, TM/TC 프로토콜 모델이 구성된 2.0 버전의 시뮬레이터를 사용한 바 있다.

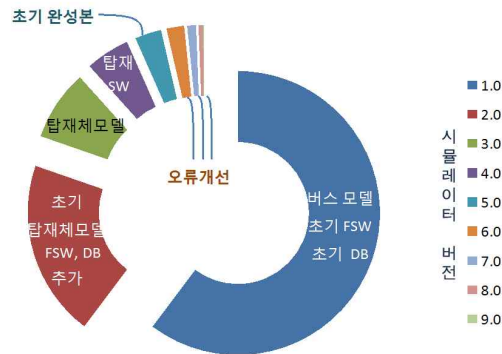


그림 3. 시뮬레이터 버전 별 완성도

현재 지상관제시설을 지원하고 있는 시뮬레이터 버전은 8.0이며 5.0 버전부터 그 이상의 버전 간 차이는 탑재소프트웨어, 데이터베이스, 시뮬레이션 모델의 일부 데이터 추가 혹은 오류 개선에 의한 것이다. 또한 이후의 오류는 9.0 버전에 반영될 것이다.

3. 시뮬레이터 활용 및 효과

3.1 시뮬레이터 적용 시간

지상관제시스템 검증을 위해 2008년 초(시뮬레이터 버전 5.1)부터 2010년 중순(시뮬레이터 버전 8.0) 기간 동안에 시뮬레이터를 가동한 누적시간은 표 1과 같이 시뮬레이터의 “서버 동작 시간”, “시뮬레이션 총 시간”, “시뮬레이션 실행 시간”으로 나누어 사용빈도와 누적사용량을 살펴볼 수 있다.

“서버 동작 시간”은 시뮬레이터 워크스테이션

서버의 전원이 공급된 상태에서 운영체제와 시뮬레이션을 위한 미들웨어가 동작하고 시뮬레이션 커널 등의 기반소프트웨어[2]가 동작하는 시간을 누적한 것을 의미한다. “시뮬레이션 총 시간”은 시뮬레이션 시나리오와 데이터베이스를 로딩하고 가상 위성이 소프트웨어적으로 메모리에 인스턴스(Instance)화된 후의 누적시간을 의미한다. 동시에 다수의 가상 위성을 사용한 경우 하나의 위성을 간주하였으며 이 시간은 “시뮬레이션 실행 시간”을 포함하여 735회의 시뮬레이션에 따른 누적 시간으로 총 6,612 시간임을 알 수 있다. 마지막으로 “시뮬레이션 실행 시간”은 사용자가 가상 위성을 동작시켜 궤도/동역학/위성상태 등을 연산한 시간으로 시뮬레이션 커널이 자체 타이머를 이용하여 가상 시간을 누적한 결과이다. 말하자면 시스템 검증을 위해 실시간 혹은 가속화된 시간으로 5,190 시간 동안 가상 천리안 위성을 동작시켰다는 것을 의미한다.

표 1. 시뮬레이터 동작 시간

활용 시간	시간	측정기준
서버 동작 시간	19,480	ZULU
시뮬레이션 총 시간 (735회)	6,612	ZULU
시뮬레이션 실행 시간	5,190	SRT

ZULU : 시뮬레이터 서버 내장 시각

SRT : 시뮬레이션 커널 시각

2010. 5. 12일 기준

만약 실제 비행용 위성 혹은 일부 탑재하드웨어를 사용하여 5,190 시간 동안 페루프 시험하는 경우 장치의 수명을 단축시키고 절차서 검증 상에서 흔히 발생하는 논리적 오류에 의해 하드웨어 상의 충격가능성이 높은 것은 자명하며 낮더라도 실제 적용하는 시험의 종류와 구성조건이 안전한 범위 내에 제한된다. 또한 시험을 준비하는 데 필요한 워밍업 시간이 상당히 요구되며 장치 안전을 위한 지연시간은 반드시 준수해야 하며 가속화 시험은 현실 상 어렵다.

실제로 실제 천리안 위성을 이용한 지상시스

템 검증과정에서 극저온이 아닌 실온에서 임무탑재체의 열제어 장치/고전력 장치 등의 점멸이 제한되었으며 추진계 등의 위험한 서브시스템을 이용하는 시험은 금지되었다. 즉, 지상관제시스템의 운용에서 중요한 부분을 차지하는 월오프로딩이나 기동을 위한 임무가 제외되었다.

3.2 지상관제시설 시스템시험 활용

지상관제시스템이 구성되고 초기 서브시스템 간 접속 호환성 검증이 이루어졌다. 그림 4는 실제 천리안 위성과의 시험 전에 수행된 DSSS-TTC, TTC-ROS 간의 접속 시험과 TM/TC 처리 기능시험의 구성을 나타내고 있다.

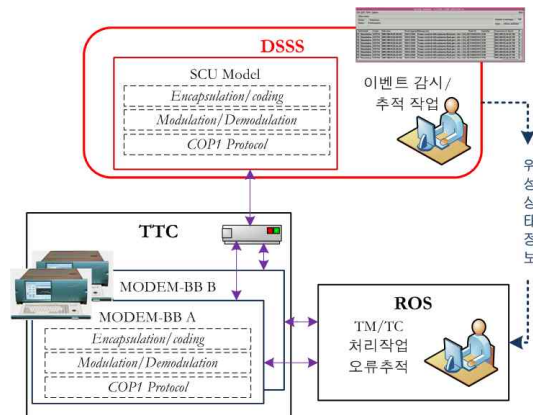


그림 4. 가상 S-밴드 접속시험

S-밴드 가상 접속을 통해 TM/TC가 모뎀 장비를 통해 시뮬레이터와 상호/교환되는 시험 과정에서 ROS 는 TM을 통해 위성의 컴퓨터장치(SCU) 상태를 확인하고 TTC 모뎀 장비 내의 프로토콜 설정 상태를 감시한다. 이 과정에서 안전하게 TC를 보내기 위한 COP-1 프로토콜의 설정과 동작을 검증할 수 있었다. TTC 모뎀 장비는 ROS로부터 생성된 Segmentation 계층의 패킷을 받아 FOP-1 절차에 의해 CLTU 단위의 TC를 생성하여 시뮬레이터로 전송하면 가상 위성은 FARM-1 메커니즘에 의해 프레임 수락을 결정하고 현재 상태를 TM(CLCW)으로 내보낸다.[4]

프로토콜 상의 문제가 발생한 경우 모뎀에서 거절된 TC는 ROS의 이벤트로부터 추적이 가능하며 TC 전송 후 발생한 문제는 시뮬레이터 이벤트 로그북에서 확인이 가능하여 즉시 피드백할 수 있었다. 실제 COP-1 프로토콜 상의 문제가 발생하여 장시간의 분석 결과 2중화된 모뎀 내의 COP-1 설정의 차이에 의해 야기된 것으로 판명된 사례에서 시뮬레이터의 CLCW 상태 생성에 문제가 없음을 확인하여 문제 발생 지역을 좁히는 데 중요한 역할을 하였다.

앞서 언급된 접속시험은 지상관제시스템 구성품 간의 혹은 지상관제시스템과 외부와의 접속으로 확장되어 실제 임무정상궤도 상의 위성운용을 재현하여 그림 5의 화살표 흐름이 나타내는 물리적인 네트워크 환경, 각종 데이터의 교환, 시스템 간 혹은 구성품 간 데이터 포맷 일치여부를 유기적으로 검증하였다.[5]

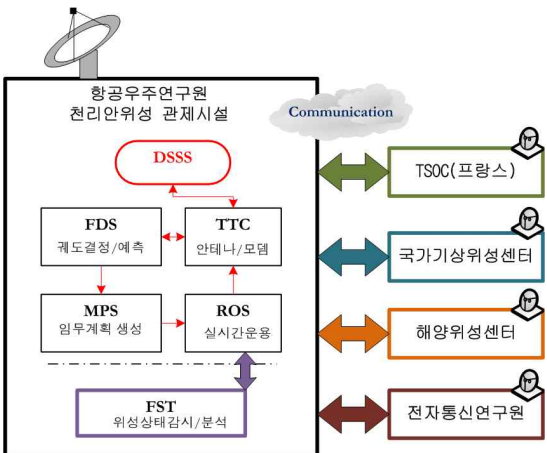


그림 5. 내외부 시스템 간 접속시험

접속시험이 성공적으로 수행된 후 시뮬레이터를 이용하여 정상궤도상에서 요구사항에 따라 지상관제시스템이 유기적으로 동작하는지 개별 시스템의 기능적 동작을 검증하는 시험이 수행되었다. 실제로 4일 동안 정상궤도 상의 가상위성을 통해 전체 시스템이 예정된 시각에 따라 정상 작동하는지 검증시험이 수행되었다. 이러한 검증시험 전에 정상궤도 상의 위성상태를 나타내는 시

뮬레이션 시나리오(혹은 컨텍스트)를 준비하여 시뮬레이터에 로딩한 후 가상 시작시각을 검증대상 시스템에게 미리 알려 시각동기화를 수행하였다.

검증시험이 시작되면 예정된 시각에 FDS는 궤도결정 및 필요한 기동량 계산, 연료추정, 각종 이벤트 예측을 하여 MPS에 기동정보와 이벤트를 전달한다. MPS는 FDS에서 전달된 정보를 이용하여 위성의 궤도 및 자세 보정을 위한 기동을 준비하고 외부 기상, 해양, 통신 임무를 통합하여 ROS에 전달한다. ROS는 MPS에서 전달된 임무 계획 정보를 미리 정의된 위성운용절차서(FOP: Flight Operation Procedure)를 이용하여 48시간의 자율임무수행을 위한 TC를 모뎀을 통하여 시뮬레이터에 전송한다. 이때 시뮬레이터는 실시간으로 위성의 임무 실행상태 및 실행할 임무 TC를 TM을 통해 피드백하여 지상관제시스템의 연동성 및 각 서브시스템의 기능 동작 후의 결과를 확인할 수 있다. 이를 통해 모든 TC가 탑재컴퓨터에서 문제없이 실행되는지 여부, TM 수신 및 ROS(Dump, FDIR, Mimic, AND 등)의 모니터링 정상 유무를 확인할 수 있었으며 발견된 오류를 개선하여 정상임무스케줄의 검증이 성공적으로 수행되었다. MPS에서 일부 파라미터가 ROS로 전달되지 않아 예정된 시각에 임무로딩 실패로 이어진 사례가 있었으며 FDS에서 잘못된 궤도 오실레이터(Oscillator) 값을 이용하여 시뮬레이션 상의 가상 천리안위성이 수차례 생존(Survival) 모드로 자율 전환되어 저비용으로 FDS 상의 데이터 계산과 전달의 중요성을 경험하였다.

시뮬레이터의 주요한 이점은 고장(Failure)을 원하는 시각에, 원하는 곳에 주입하여 위성을 위험한 상태에 이르게 할 수 있다는 점이다. 실제로 위성 배터리에 고장을 주입하여 위성이 생존 모드로 전환된 후 위성이 최상위 단계의 FDIR(Failure, Detection, Isolation and Recovery)을 자율적으로 실행하여 태양을 지향하는 메커니즘을 ROS의 모니터링 소프트웨어를 통해 감시하고 이후 복구하기 위한 작업을 수행하였다.

탑재소프트웨어의 유지관리 혹은 변경을 위해 시뮬레이터를 이용하여 해당 위성운용절차서를

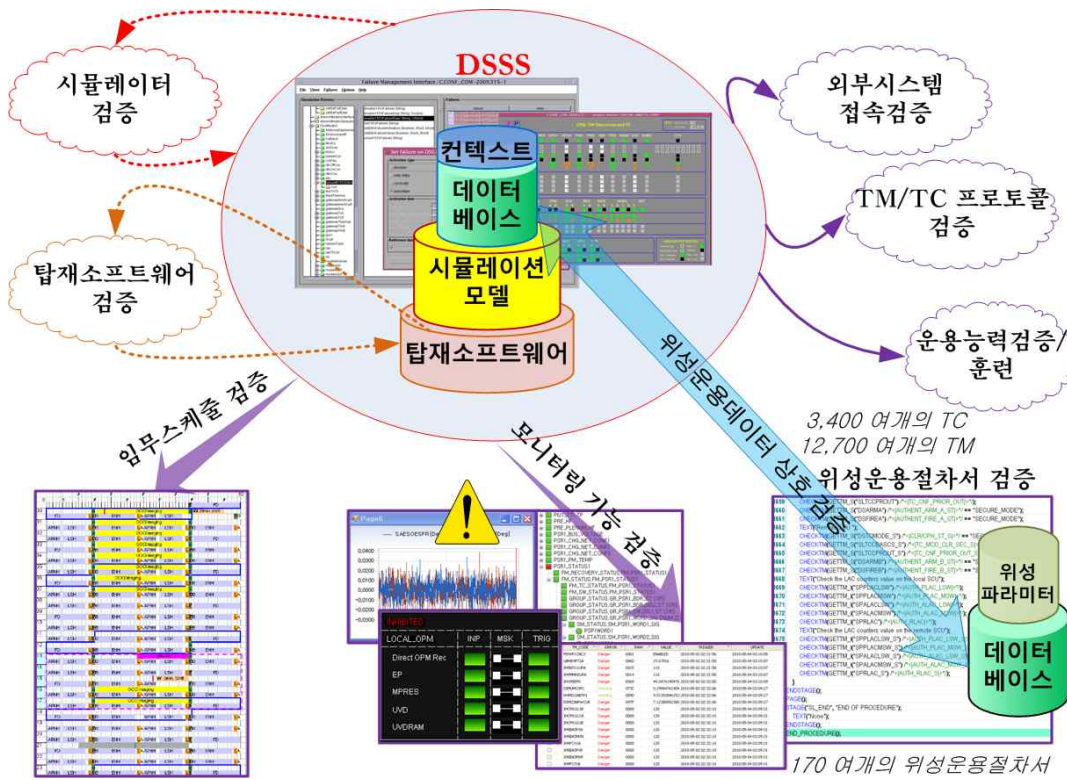


그림 6. 지상시스템 검증 과정 상의 시뮬레이터 활용

실행한 사례에서 현장에서 검증되지 않은 논리와 계획이 실제 위성을 상대로 할 때 얼마나 치명적인 결과를 낼 수 있는지 경험하였다.

발사 후 시뮬레이터의 주된 사용 목적인 위성 운용능력 검증 및 유지에 발사 직후 초기 궤도에서 천이궤도, 임무궤도에 이르는 일회성 운용훈련과 정상임무 과정에서 앞서 언급된 정상임무스케줄에 따른 운용훈련과 그 외 이상상태 발생 대처를 위한 비상운용훈련으로 구성된다. 이를 위한 기본적인 훈련을 통해 정지궤도위성관제팀의 운용능력이 인종되었다.

앞서 언급된 지상관제시스템 기능과 운용능력 검증 과정에서 동작 기능과 임무스케줄의 검증 이면에는 그림 6과 같이 각 서브시스템의 위성운용데이터가 함께 검증되고 있음을 알 수 있다. 위성운용데이터는 170여개의 위성운용절차서 (FOP: Flight Operation Procedure), 위성파라미

터(SPB :Satellite Parameters Book), 3,400 여개의 TC와 12,700 여개의 TM 정보를 갖는 데이터베이스로 구성되어 천리안 위성 관제를 위해 필요한 데이터이다.

그림 6의 빨간색 점선이 나타내는 바와 같이 시뮬레이터를 활용하여 시뮬레이터 자체도 검증되는 것을 알 수 있다. 시뮬레이터를 구성하는 탑재소프트웨어, 데이터베이스, 시뮬레이션 모델, 시나리오(컨텍스트)가 지상시스템의 위성운용데이터에 의해 상호 검증 될 수 있음을 보여준다. 이런 결과는 시뮬레이터의 효용성과 한계를 동시에 보여준다.

실례로 지상시스템의 알람기능 소프트웨어에 의해 하드웨어의 이상한 범위의 값을 발견하고 추적한 결과 모델링 오류로 판별되었으며 데이터베이스의 버전 불일치에 의한 문제가 발생된 바 있었다.

3.3 지상관제시스템 오류검출

지상관제시스템 검증과정에서 다양한 곳으로부터 오류가 발생하였으며 수정 후 재검증이 수행되었다. 초기에 구성된 지상관제시스템 오류의 종류는 데이터베이스 문제(잘못된 보정데이터, 유효성 알고리즘, 알람, 위험 범위), ROS 소프트웨어 상의 버그, 스크립트 컨버팅 문제 등의 하위 소프트웨어의 기능문제가 대부분을 차지했으며 후반부로 갈수록 위성파라미터값이나 위성운용절차서의 논리적 오류 등 시스템 수준의 복합적 문제로 이어졌다.

표 2는 시뮬레이터를 연동하는 공식적인 천리안 위성관제시스템 검증시험 중 주요 5가지 시험에 따라 발생한 오류를 오류 위치에 따라 분류한 표이다. 각 셀 안의 숫자는 시뮬레이터에 의해 확인 혹은 검출될 수 있었던 오류개수를 전체 오류 개수에 대한 백분율로 나타내고 있다.

표 2 시뮬레이터를 이용한 오류검출율(%)

오류 원인	가*	나*	다*	라*	마*
ROS, MPS FDS, TTC	54.5	66.7	58.3	43.8	70.6
FOP, SPB Database	15.2	6.7	0.0	37.5	17.6
DSSS	6.0	0.0	0.0	6.3	0.0
기타	3.0	0.0	0.0	0.0	0.0
검출율	78.7	73.4	58.3	87.6	88.2

*시스템 시험 가: QT-SO-0 나: QT-SOR 다: QT-SVR
라: QT-IOT 마: QO-SVR

‘가’ 시험에서 발견된 모든 오류 중의 78.7%가 시뮬레이터를 통해 직간접적으로 검출된 것을 의미하며 시뮬레이터에 의해 검출된 기타 3%는 시스템시험을 위한 시험절차서의 논리적 오류 등으로 구성된다. 나머지 21.3%는 대부분 시뮬레이터가 아닌 시각검사(Inspection)에 의해 밝혀진 오류였다.

‘가’와 ‘라’ 시험에서 시뮬레이터(DSSS)의 문제로 밝혀진 부분이 각각 6.0%, 6.3%으로 시나리오(컨텍스트) 오류가 대부분을 차지했으며 나머지는 전력공급시스템, 기상탑재체 시뮬레이션 모델

의 오류가 차지하였다. 시나리오는 시스템 시험을 위해 준비하는 시뮬레이션 입력에 해당하며 특정 시각의 위성상태, 우주환경, 소프트웨어 모드 상태 등의 정보를 저장하고 있다. 일반적으로 시험 전에 시나리오를 미리 준비하는 과정에서 문제원인을 제공하는 경우가 많다.[4.2절] 이와 같이 시뮬레이터를 이용하여 지상시스템에 의해 시뮬레이터가 검증된 것으로, 상호검증이 5가지 시험을 통해 수행된 결과 시뮬레이터의 버전이 5.0에서 8.0까지 변화하는 데에 큰 역할을 하였다.

5가지의 시스템 시험 과정에서 평균 77.2%의 오류가 시뮬레이터를 통해 검출된 것은 천리안 위성 발사 전에 지상관제시스템 기능 및 운용 능력 검증의 효과적인 도구로써 시뮬레이터의 역할과 비중이 높음을 알 수 있다. 오류 검출 후 신속하게 수정된 시스템의 재검증에 사용되어 검증 소요시간을 단축시켰다.

4. 한계점 및 제안

4.1 낮은 완성도의 전달

시뮬레이터의 실제적 효용성은 지상관제시스템의 다양한 검증시점에 요구사항을 만족하는 완성도 높은 시뮬레이터 전달을 가정하고 있다.

앞서 살펴본 초기 버전의 시뮬레이터는 위성개발 과정에서 임무탑재체의 설계 지연이나 수정, 탑재소프트웨어와 데이터베이스의 오류, 요구사항 전달 지연 등 다양한 원인에 의한 내재적 불완전성과 잠재적 결함을 포함한다.[2] 또한 위성운용을 논리적으로 기술하는 위성절차서는 시뮬레이터 개발과 독립적으로 이루어지므로 초기 버전의 시뮬레이터 전달 시 위성절차서의 검증에는 많은 제약사항이 뒤따른다.

2000년 초에 프랑스 ASTRIUM 사는 지상관제시스템, 위성운용데이터인 위성운용절차서와 데이터베이스 등이 시뮬레이터의 개발 일정과 독립적으로 진행되는 일정 사이에 발생하는 문제를 극복하기 위해서 시뮬레이터의 공통된 부분을 표준화하고 초기 시뮬레이터를 소프트웨어검증, 자

세계에게 성능검증, 위성운용절차서 검증 등에 적극 활용하여 단계적인 검증절차를 새롭게 적용하여 데이터베이스의 일관성을 확보하는 접근방법을 선택하여 적용하였다.[6]

4.2 잘못된 시나리오(컨텍스트) 사용

앞서 언급된 바와 같이 지상관제시스템을 검증하기 위해 사용된 시뮬레이터에서 오류가 발견되었다. 대부분 시뮬레이터에서 사용되는 시나리오 파일의 문제로 판명이 되었다.

시나리오 생성 후 오류가 발생하는 원인은 크게 시뮬레이션 소프트웨어 자체에서 기인하는 것과 비논리적인 시나리오 구성에서 기인하는 것으로 분류할 수 있는데 천리안 위성시뮬레이터의 경우, 모두 후자의 경우에 해당되었다. 시나리오는 시험 전에 준비되는 시뮬레이션 시작 시점을 저장하고 있어 이러한 입력 데이터가 문제가 있으면 원칙적으로 시험이 중단되어 재시험 일정 검토가 불가피한 뜻밖의 손실이 발생한다.

비논리적인 시나리오 구성 오류와 관련하여, 위성운용의 개념이 정립되고 이런 논리에 따른 절차적운용을 데이터로 구현한 것이 위성운용절차서인 것과 유사하게, 시나리오 구성을 위해 위성상태나 우주환경을 시험준비자가 설정/변경할 때 논리적 절차를 지켜야 한다. 시뮬레이터가 고장 주입 기능과 같이 이상상태 대처시험에 큰 효과를 얻는 반면에 사용자에게 어떠한 파라미터도 쉽게 변경할 수 있는 접속 기능을 제공하면서 발생하는 오류 가능성을 허용한다. 시나리오를 위해 논리적 절차없이 변경, 구성하는 경우 결함 발생함은 당연하다.

이러한 비논리적 위성상태 구성을 방지하기 위해서 시나리오 구성 규칙을 시뮬레이터 소프트웨어에 적용하는 것을 제안할 수 있다. 예를 들어 요구사항 혹은 FDIR 기준값에 의하여 위성자세오차가 위성에 어떠한 영향을 줄지 예상 가능한 일이므로 시나리오 구성 규칙에 위성자세오차 기준값을 추가시켜 놓으면 된다. 그러면 후에 작업하는 시나리오 구성자가 구성 중에 요측 오차가 초과되어 SCU의 재구성이 일어날 수 있다는

경고 문구를 화면에 출력하면 될 것이다.

4.3 오류 추적의 난점

복합적인 시스템 수준의 문제가 발생한 경우 시뮬레이터를 이용하여 하위시스템에 개별적으로 문제를 추적하는 기능 부재로 문제해결 시간 비용이 증가하는 단점이 발생한다.

그림 7과 같이 TTC를 통해 교환되는 일반적인 TM/TC 흐름과는 별개로 다양한 TC 계층을 이용하거나 TM 혹은 시뮬레이션 파라미터를 정보를 수신할 수 있다면 시스템 수준의 문제를 추적/해결하는 데 결정적 도움이 될 것이다.

일반적으로 ROS에서 TTC로 Segmentation 계층의 패킷을 담아 보내면 TTC는 CLTU(Command Link Transmission Unit)를 구성하여 시뮬레이터에 전송한다. 만약 ROS에서 Segmentation 혹은 Packet 단위의 TC를 시뮬레이터에 직접적으로 보내는 기능과, TM 포맷에 정의된 데이터 외에 시뮬레이션 파라미터, 탑재소프트웨어 변수 등의 모든 종류의 데이터를 접속할 수 있는 기능이 구현되면 앞서 언급된 문제 추적의 비용을 감소시킬 것이다. 예를 들어, ROS 개발 초기에 단위시험 도구로 유용하게 사용될 수 있으며 개발 후기에 TTC와의 연동된 시스템 상의 오류 추적과 해결이 용이해질 것이다.

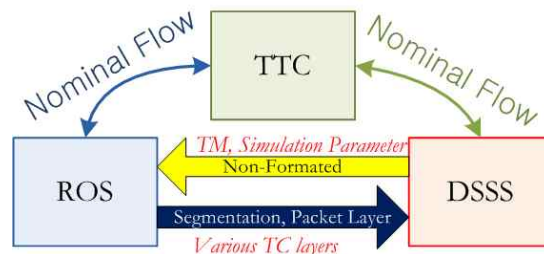


그림 7. 시뮬레이터와 개별시스템 간 직접접속

4.4 가속화 기능

일반적으로 지상관제시스템과 외부접속시스템(기상위성센터, 해양위성센터 등)은 실시간 운영 개념에 기반하므로 가속화된 반응 능력은 요구되

지 않는다. 천리안 위성 시스템 시험 과정에서 평균 일주일의 지속적인 시뮬레이션을 요구하며 단순 문제로 인하여 처음부터 재시험을 하는 경우가 빈번하였다. 이는 많은 시설과 인력이 투입되는 시스템 시험이므로 재시험에 따른 비용증가와 부담은 불가피하다.

천리안 시뮬레이터의 하드웨어는 SUN Ultra 1.6 GHz SPARC IIIi 프로세서를 듀얼로 구성되며 MA31750 프로세서 에뮬레이터를 포함하여 천리안 위성 시뮬레이션 모델 35개를 최대 4배속까지 안정적으로 연산할 수 있다. 시뮬레이터의 가속화 기능을 활용할 수 있도록 추후 개발되는 지상관제시스템 구성품에 접속 요구사항을 추가하면 획기적으로 검증시간을 단축시키고 비용을 감소시킬 것이다.

5. 결 론

천리안위성 관제시스템을 구성하는 서브시스템과 내외부 접속 및 임무스케줄 검증을 위해 사용된 시뮬레이터의 효과는 검증 소요시간과 인력소모를 감소시키는 결과를 보였으며 시뮬레이터 자체의 완성도에 비례함을 상호검증 차원에서 살펴 보았다.

가상위성의 개수, 재동작 및 워밍업 횟수, 고장주입에 제한이 없어 시스템검증 상의 시뮬레이터 적용은 위험도가 없는 효율적 재검증 환경을 제공하여 효율성을 극대화함을 보였다. 공식적인 5가지의 시스템 검증 시험과정에서 검출된 결함의 77.2%가 시뮬레이터를 통해 밝혀지고 수정된 것은 검증의 효과적인 수단임을 예증한다.

한편, 시뮬레이터의 성능과 기능이 높다 할지라도 활용이 적으면 효과가 감소한다. 다양한 계층의 TC를 시뮬레이터에 보낼 수 있는 지상시스템의 디버깅 옵션과, 가속화 기능이 뒷받침된다면 시뮬레이터의 효율성은 극대화될 것이다.

반면에 시뮬레이터 개발 비용이 과대하거나 시뮬레이터 자체에서 기인된 오류에 의해 발생하는 검증 비용 증가는 역효과를 가져온다. 이를 방지하기 위해 시뮬레이터의 단계적인 검증절차

를 선택하고 비논리적인 시나리오 구성을 지양해야 한다.

앞서 언급된 시뮬레이터의 효과를 국내 차세대 우주프로젝트에서 얻기 위해서는 시뮬레이터를 구성하는 시뮬레이션 모델, 탑재소프트웨어, 데이터베이스 등이 우주비행체 개발과정에서 일관성있게 사용/검증되어 순차적으로 완성도를 높이는 공정방법을 택해야 한다. 이를 위해 탑재소프트웨어 검증을 위한 벤치, 자세제어성능 검증벤치 등의 다양한 시뮬레이터가 공통으로 갖는 하위 기반소프트웨어를 표준화하는 것이 급선무다. 현재 지상관제시스템 및 정지궤도위성관제탑은 발사 직전에 수행되는 최종 리허설을 앞두고 있으며 발사 전 마지막으로 시뮬레이터가 사용될 것이다. 아울러 시뮬레이터의 효율성은 발사 후 실제 운용을 통해 재입증될 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. 이훈희, 박영웅, 주광혁, 박근주, 양군호, "인공 위성 개발과정에서 시뮬레이션 모델의 개발과정 분석", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2007, pp.1653
2. 이훈희, "유럽 우주비행체 시뮬레이터 연구개발 동향", 항공우주산업기술동향, 제6권, 제2호, 2008, pp.67~68
3. 이병선, 정원찬, 이상욱, 이점훈, 김재훈, "통신해양기상위성 관제시스템 설계", 통신위성우주산업연구회, 제1권, 제2호, 2006, pp.1975
4. STAB, "PSS-04-107 Issue 2 Packet telecommand standard" ESA, 1992, pp.6
5. P. CORRADIN, "System Integration and Validation plan", EADS Astrium and KARI, 2009, pp.8-60
6. R. Hendricks, F. Verges, , "Flight Operation Procedures Validation Optimisation" 2nd ESA Workshop, 2003, pp.10
7. N. Sebastiao, "A Reference Architecture for Spacecraft Simulators", AIAA Ops Conference, 2008, pp8