

천리안 위성 관제 시스템의 개발 및 운영 검증

김재훈 · 이병선 · 김인준 ·
황유라 · 이수전 · 정원찬
한국전자통신연구원

약 어

APNH: Asia and Pacific in Northern Hemisphere
COMS: Communications, Ocean, and Meteorological Satellite
CSS: COMS Simulator Subsystem
CSU: Configuration and Start-Up
CTES: Communications Test Earth Station
DHS: Data Handling Subsystem
DSSS: Dynamic Satellite Simulator System
DTC: Direct TeleCommand
ENH: Extended Northern Hemisphere
ETRI: Electronics and Telecommunications Research Institute
EWSK: East-West Station Keeping
FD: Full Disk
FDS: Flight Dynamics Subsystem
FOP: Flight Operations Procedure
FOV: Field Of View
GOCI: Geostationary Ocean Color Imager
IMC: Image Motion Compensation
IRES: Infra-Red Earth Sensor
KARI: Korea Aerospace Research Institute

KOSC: Korea Ocean Satellite Center
LA: Local Area
LHCP: Left Hand Circular Polarization
LSH: Limited Southern Hemisphere
MI: Meteorological Imager
MMSC: Multi-Mission Satellite Control center in Toulous
MPS: Mission Planning Subsystem
MSC: Meteorological Satellite Center
NSSK: North-South Station Keeping
POM: POinting Mechanism
RHCP: Right Hand Circular Polarization
ROS: Realtime Operations Subsystem
SCM: Survival Control Mode
SCU: Spacecraft Computer Unit
SGCS: Satellite Ground Control System
TTC: Telemetry, Tracking and Command
URD: User Requirement Document
UTC: Universal Time Coordinated
WOL: Wheel Off-Loading

I. 서 론

정지 궤도 복합 임무 위성인 천리안 위성(COMS)은 동경 128.2도에 위치하여 Ka-대역 위성 통신, 한반도 주변 해역에 대한 해양 관측, 고해상도 연속 기

상 관측을 수행한다. 천리안 위성은 EADS Astrium사의 Eurostar 3000 위성 버스에 한국전자통신연구원(ETRI)이 개발한 Ka-대역 위성 통신 중계기, Astrium이 개발한 해양 관측용 GOCI, IIT사가 개발한 MI를 탑재하였다. 천리안 위성은 Ariane 5에 탑재되어 프랑스령 Guiana에서 발사되어 정지 궤도 진입을 위한

전이 궤도에 투입된다. 전이 궤도 상의 천리안 위성은 프랑스 Toulouse에 있는 Astrium사의 MMSC의 발사 초기 궤도 관제 운영에 의해서 동경 128.2도의 정지 궤도에 위치된다. 이때부터 천리안 위성은 ETRI가 개발하여 KARI에 설치한 천리안 위성 관제 시스템(SGCS)에 의해서 감시되고 제어된다.

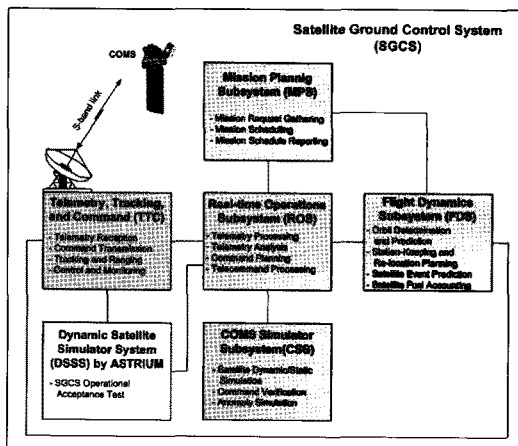
천리안 위성 관제 시스템은 궤도상의 위성을 감시하고 제어할 수 있는 유일한 수단으로서, S-대역 주파수를 이용하여 원격 측정 신호의 수신 및 처리, 원격 명령 신호의 생성 및 송신, 위성 추적 및 거리 측정을 수행하고, 관제 장비의 감시 및 제어, 비행 역학 데이터 처리 및 분석, 임무 스케줄링 및 리포팅, 그리고 위성 시뮬레이션을 수행한다. 위에서 기술한 위성 관제 기능은 저궤도 위성과 정지 궤도 위성에 공통적으로 요구되는 부분이다^[1]. 천리안 위성 관제 시스템은 각종 기능에 대한 적절한 분배를 통해서^[2] [그림 1]과 같이 TTC 서브 시스템(TTC)^[3], 실시간 운용 서브 시스템 (ROS)^[4], 임무 계획 서브 시스템 (MPS)^[5], 비행 역학 서브 시스템(FDS)^[6], 그리고 위성 시뮬레이터 서브 시스템(CSS)^[7]으로 구성되었다. Astrium에서 개발한 위성 시뮬레이터(DSSS)는 천리안 위성 관제 시스템의 기술 인증 시험 및 운영 인증 시

험을 위해서 사용되었다.

본 논문에서는 천리안 위성 관제 시스템 구성과 2010년 6월 27일 천리안 위성이 발사된 후 약 3개월에 걸쳐, 궤도 내 시험 기간 이루어진 위성 관제 시스템의 기능들에 대한 검증 내용을 기술한다.

II. 천리안 위성 관제 시스템 구성

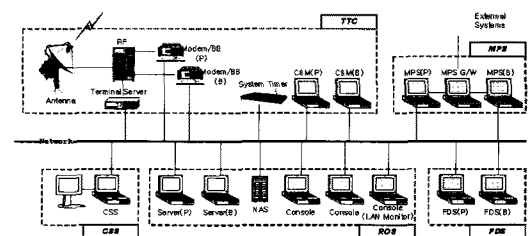
천리안 위성 관제 시스템을 구성하는 하드웨어는 13미터 파라볼라 안테나가 포함된 S-대역 통신 장비와 위성을 감시하고 제어하기 위한 컴퓨터 장비로 이루어진다. 관제 시스템 소프트웨어는 서브 시스템을 구성하는 기능별로 개발되어 15대 이상의 컴퓨터에 설치된다. 관제 시스템은 24시간 365일 계속 가동되어야 하기 때문에 각 서브 시스템의 주요 장비들은 이중화하여 시스템의 가용도를 높였다^[8]. [그림 2]는 천리안 위성 관제 시스템의 하드웨어 구성을 보여준다. 관제 시스템을 구성하는 컴퓨터 소프트웨어의 설치는 객체 지향 설제 방식으로 수행하였으며^[9] 이에 대한 구현은 마이크로소프트사의 닷넷(.NET) 환경에서 C#언어로 구현하였다. 따라서 관제 시스템의 모든 컴퓨터는 인텔 계열의 프로세서를 사용하며, 운영 체제는 마이크로소프트사의 윈도우 XP 또는 윈도우 서버를 사용한다.



[그림 1] 천리안 위성 관제 시스템의 서브 시스템 구성

2-1 TTC 서브 시스템(TTC)

TTC 서브 시스템은 천리안 위성으로부터 S-대역



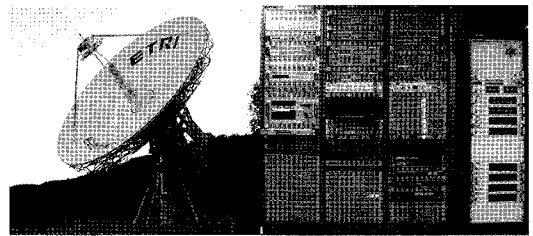
[그림 2] 관제 시스템의 하드웨어 구성

의 우회전 편파(RHCP) 원격 측정 신호를 수신하고 복조하여 원격 측정 데이터 프레임을 만들어서 이를 ROS로 전송한다. 또한 ROS로부터 받은 원격 명령 데이터 프레임을 변조하여 위성 명령 신호로 만들어 전송하는 기능을 수행한다. 천리안 위성 관제 시스템을 구성하는 TTC 서버 시스템은 위성의 자세에 문제가 있을 경우에도 안정적인 원격 측정 신호의 수신을 위해서 좌회전 편파(LHCP)도 동시에 받아서 처리할 수 있는 장비를 설치하였다. TTC 서버 시스템은 위성의 궤도를 결정하기 위해 필요한 거리 측정 데이터와 안테나 추적 데이터를 확보하기 위해 거리 측정 톤을 위성에 보내어서 위상각을 측정하여 거리를 산출하는 장비와 위성의 신호를 자동 추적하여 방위각과 앙각을 측정하는 장비를 갖추었다. [그림 3]은 한국항공우주연구원(KARI)에 설치되어 있는 13미터 S-대역 TTC 안테나와 신호 처리 장비이다.

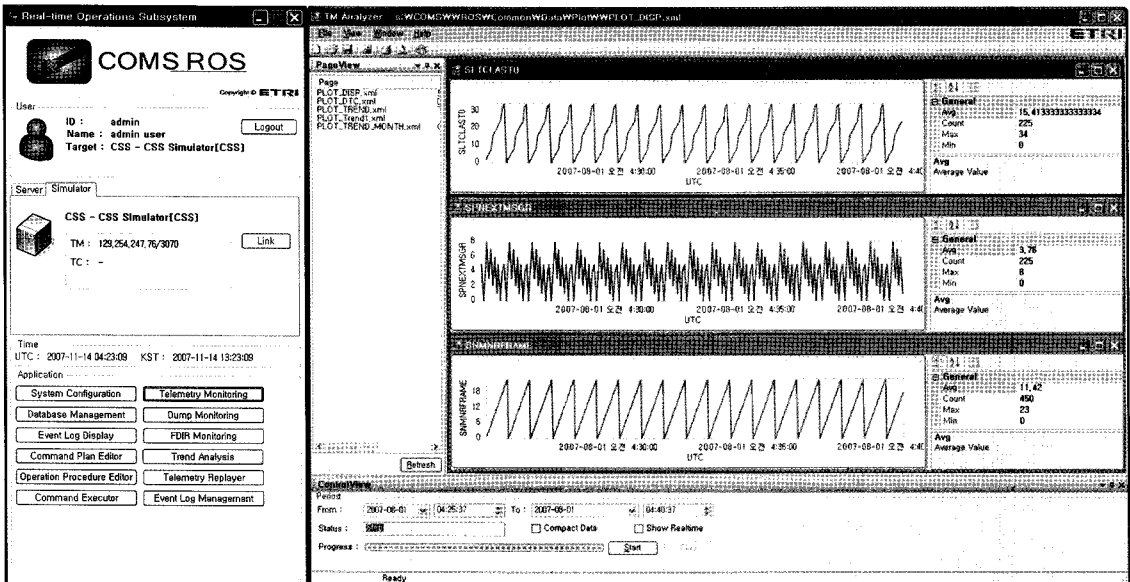
2-2 실시간 운용 서버 시스템(ROS)

ROS는 천리안 위성으로부터 내려오는 원격 측정

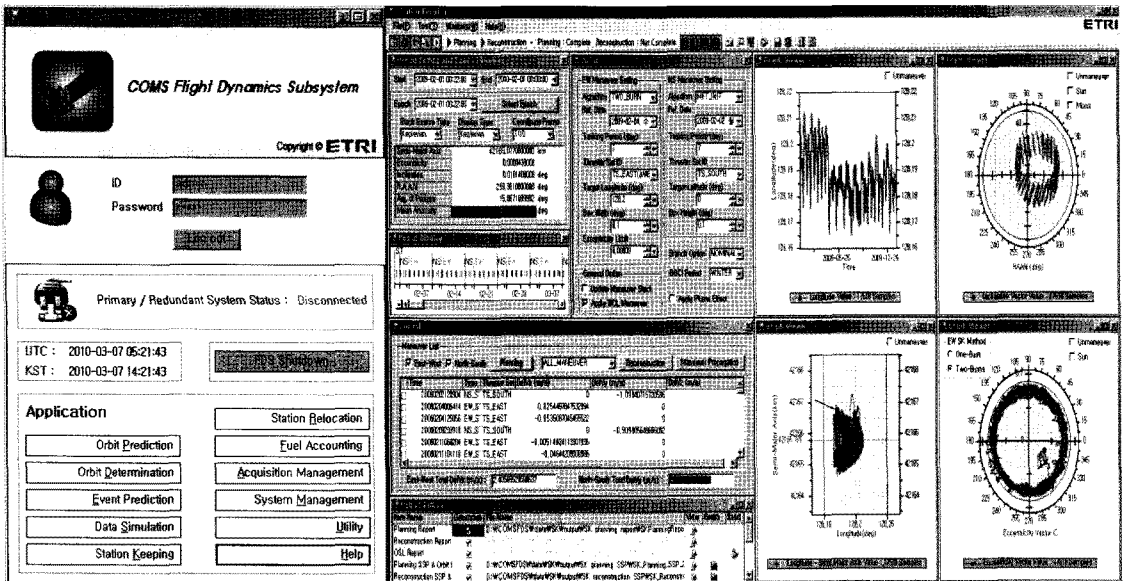
데이터를 실시간으로 처리한다. 원격 측정 데이터는 문자, 숫자, 그래프와 같은 여러가지 형식으로 표시되어 위성 관제 운영자가 위성의 상태를 쉽게 파악할 수 있도록 지원한다. 실시간으로 처리된 원격 측정 데이터는 추후의 오프라인 분석을 위해서 저장된다. 위성의 동작 상태를 제어하기 위한 위성 명령도 ROS에서 생성되어 TTC로 보내진 후에 위성으로 전송된다. 천리안 위성 관제 시스템의 ROS는 두 대의 서버와 대용량 저장 장치 그리고 세 대의 클라이언트로 구성되어 있다. [그림 4]는 ROS의 사용자 로그인 윈도우와 트렌드 분석 윈도우이다. 사용자 로그인



[그림 3] 13미터 TTC 안테나와 신호 처리 장비



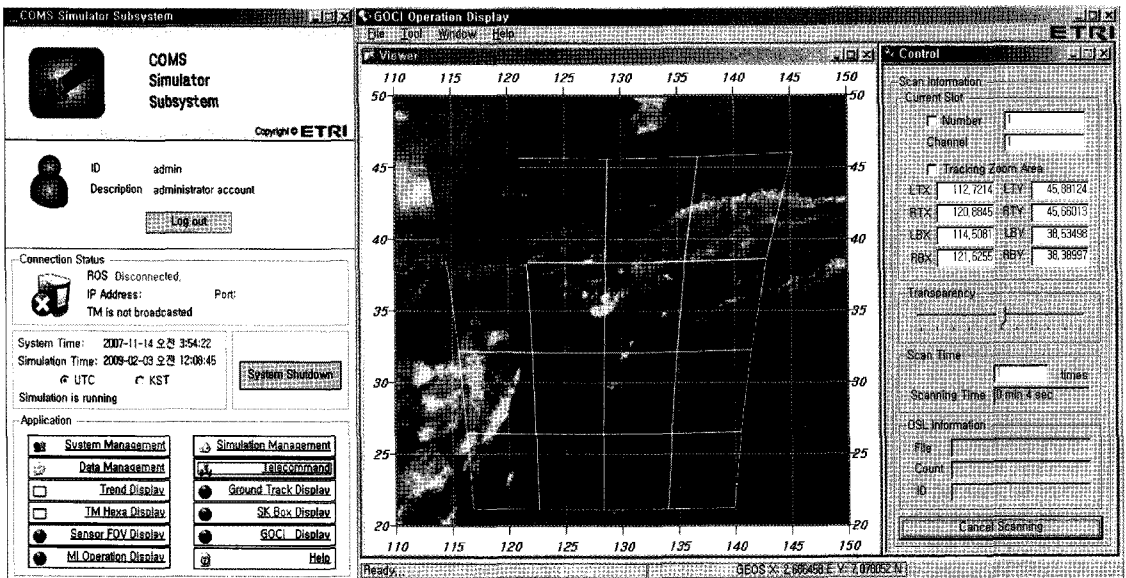
[그림 4] ROS 사용자 로그인 윈도우 및 트렌드 분석 윈도우



[그림 6] FDS 사용자 로그인 윈도우와 위성 위치 유지 조정 계획 윈도우

각종 위성 센서의 FOV를 그래픽으로 보여주는 기능도 구현 되었다. [그림 7]은 CSS의 사용자 로그인 윈도우와 GOCI 영상 촬영 시뮬레이션 윈도우이다.

GOCI 영상 촬영 시뮬레이션은 위성 명령에 따라서 촬영되는 16개의 영역이 차례로 표시될 수 있도록 구성되었다.



[그림 7] CSS 사용자 로그인 및 GOCI 영상 촬영 시뮬레이션 윈도우

Ⅲ. 천리안 위성 관제 시스템 검증

3-1 위성 임무 운영

천리안 위성의 임무 운영은 일별, 주별, 월별 그리고 계절별 운영으로 구분된다. 위성의 일별 운영은 임무 계획, 명령 계획 및 전송, 원격 측정 데이터 처리 및 분석, 위성 거리 측정 및 궤도 결정, 위성의 궤도 및 이벤트 예측, 그리고 휠 오프로딩 파라미터 계산으로 구분된다. 위성의 주별 운영으로는 화요일에 남북 방향 위치 유지 조정, 목요일에 동서 방향 위치 유지 조정으로 구분된다. 월별 운영으로는 한 달에 한 번씩 위성의 오실레이터를 갱신하기 위한 비행역학 파라미터 계산과 이에 대한 위성으로의 전송이 수행되며, 계절별 운영으로 봄과 가을에는 지구가 태양을 가리는 식에 관련된 위성 운영을 수행한다.

3-2 임무 스케줄링, 명령 계획 및 전송

천리안 위성의 세 가지 상이한 탑재체를 운용하기 위하여 임무 계획 기능은 임무 요청 수집, 임무 스케줄링, 임무 스케줄 보고를 수행한다. KOSC, MSC로부터 웹을 통하여 UTC 5시까지 임무 요청을 수집하고 FDS로부터 위성 궤도 이벤트 관련 정보를 수집한다. [그림 8]은 3일 분량의 임무 스케줄을 나타내고 있다. 화요일에 NSSK가, 목요일에 EWSK가 일

RST		9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8		
UTC		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23		
DAY 45	SK																										
2010-08-24	WOL																										
45일	Space Look																										
TUE	MI																										
	GOCCI																										
		NSSK (on/LA-K, NEW_ALBEDO, Moon_1)																									
		GOCCI (NOW)																									
IRES MOON Blinding (8/24, 25, 27, 28)																											
Oscillator Update (8/25 06:30)																											
MI (NOM on/LA-K, NEW_ALBEDO)																											
GOCCI (NOW)																											

RST		9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8		
UTC		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23		
DAY 46	SK																										
2010-08-25	WOL																										
46일	Space Look																										
WED	MI																										
	GOCCI																										
		MI (NOM on/LA-K, NEW_ALBEDO)																									
		GOCCI (NOW)																									

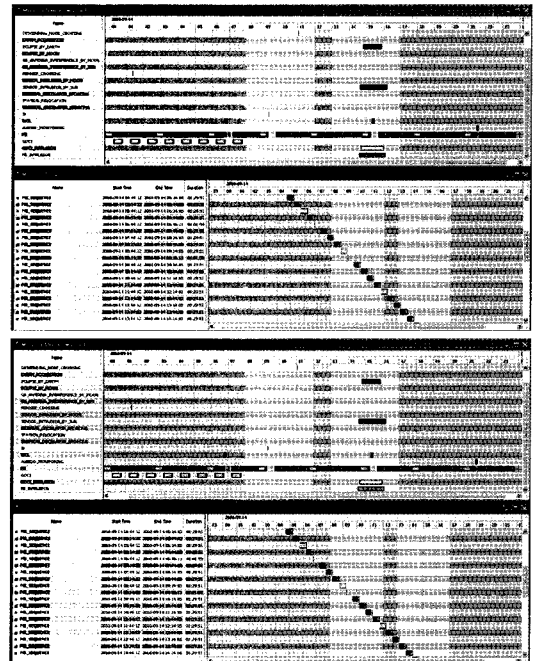
RST		9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8		
UTC		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23		
DAY 47	SK																										
2010-08-26	WOL																										
47일	Space Look																										
THU	MI																										
	GOCCI																										
		MI (NOM on/LA-K, NEW_ALBEDO)																									
		GOCCI (NOW)																									

[그림 8] 3일 분량의 임무 스케줄

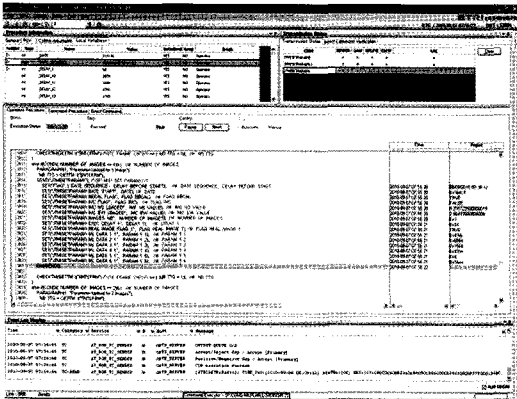
어나고 있고, 이틀에 한번 꼴로 WOL이 계획된다. MI 촬영은 24시간 계속되며, GOCCI 촬영은 주로 아침 무렵에 이루어진다. Space Look 은 태양의 위치에 기반하여 계획된다.

[그림 9]는 임무 스케줄링에 활용되는 차트를 나타낸다. 위의 스케줄 차트는 비행 역학 이벤트 및 탑재체 운용 관련 정보를 나타낸다. 추가적으로, 지구나 IRES 관련한 eclipse 등의 궤도 이벤트, 태양에 의한 MI/GOCCI Intrusion 정보 등이 디스플레이 된다. 아래의 간트 차트는 위의 스케줄 차트가 담고 있는 내용에 대한 세부 정보를 보다 상세히 보여준다. 스케줄링이 완료된 후에는 임무 시간표가 ROS로 전달되어 명령 계획 및 전송에 활용된다.

[그림 10]은 위성 운용 절차 실행 윈도우를 나타낸다. MI 임무를 위한 위성 운용 절차가 윈도우에 올라와 있다. 위성 운용 절차는 한 라인씩 단계별로 실행되며, 그에 따라 원격 명령도 전송된다. 위성 운용



[그림 9] 임무 스케줄링을 위한 차트



[그림 10] 원격 명령 전송 윈도우

절차를 그 내용에 따라 실행하면 원격 명령을 전송하기 전에 원격 측정 데이터의 유효성을 미리 검증할 수 있으며, 원격 명령을 전송한 후에는 전송 결과를 원격 측정 데이터의 상태 변화를 통해 검증할 수도 있다. 위성으로 전송된 모든 원격 명령은 SGCS의 데이터 저장소에 원격 명령 로그 파일로 저장된다. 또한 위성 운용 절차를 실행한 내용을 파일에 기록하여 저장한다. 실시간 운용 서버 시스템에서 출력된 원격 명령은 TTC의 MODEM/BB를 거치면서 위성에서 수신할 수 있는 형식으로 변환되어 최종 전송된다.

3-3 원격 측정 수신, 처리 및 경향 분석

실시간 운용 서버 시스템은 원격 측정 데이터를 수신하여 저장하고, 실시간으로 원격 측정 데이터를 처리하여 각종 윈도우에 표시한다. 실시간 운용 서버 시스템은 원격 측정 데이터를 추출하기 전에 전송된 원격 측정 프레임의 유효성을 검사하여 정상인 원격 측정 프레임에 대해서 원격 측정 데이터를 추출해 낸다. 이때 각각의 원격 측정 데이터의 정상(normal), 경고(warning), 위험(danger) 상태에 대한 판단을 판단 알고리즘을 통해 수행하게 되며, 각 원격 측정 데이터의 알고리즘 수행 결과를 윈도우에 함께

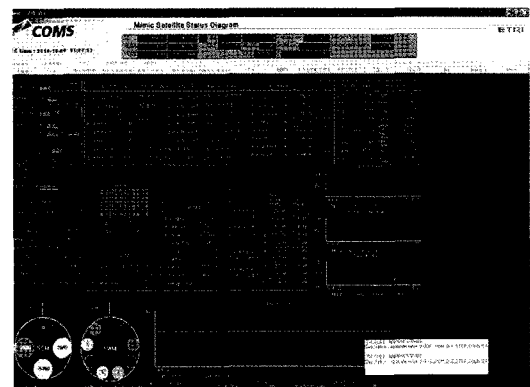
표시한다.

[그림 11]은 천리안 위성의 온보드 메모리에 저장된 MI 운용을 위한 마스터 스케줄 덤프 결과를 표시한 것이다. 임무 수행을 위한 타임태그 원격 명령이 위성으로 전송되면, 원격 측정 데이터를 통해 전송된 모든 타임태그 원격 명령의 리스트인 마스터 스케줄이 지상으로 전송된다. 위성 운용자는 마스터 스케줄 목록을 확인함으로써 예정된 위성 임무 실행을 확인할 수 있다.

[그림 12]는 GOCI 탑재체를 위한 Mimic 다이어그램을 표시하였다. 실시간 Mimic 다이어그램은 현재

BANK	VALIDITY	TCCODE	TPACKET	OBT	UTC
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000
001-0	0000-0000	00000000	00000000	00000000	00000000

[그림 11] MI를 위한 마스터 스케줄



[그림 12] GOCI MIMIC 다이어그램

GOCI의 16번째 슬롯이 운용되고 있는 상태를 보여 주고 있다. 또한 각종 GOCI 운용 상태에 대한 원격 측정 정보가 하나의 윈도우에 표시된다. 이렇게 Mimic 다이어그램은 위성의 서브 시스템 및 탑재체 등의 상태를 하나의 윈도우를 통해 표시해 주기 때문에 위성의 주요 기능을 한눈에 확인할 수 있는 장점이 있다.

[그림 13]은 남북 방향 위치 유지 조정 운용 동안 원격 측정 데이터의 시간에 따른 변화를 표시한다. 자세 오차와 추력이 운용에 관한 원격 측정 데이터의 변화 추세가 윈도우에 표시되고 있다. 남북 방향 위치 유지 조정은 주로 1, 2, 3번 추력기가 관여하게 됨을 알 수 있다. 이렇게 다양한 원격 측정 데이터에 대한 그래프 표시 및 경향 분석이 가능하며, 시간에 따른 원격 측정 데이터의 값의 변화를 감시하는데 유용하다.

3-4 위성 궤도 결정

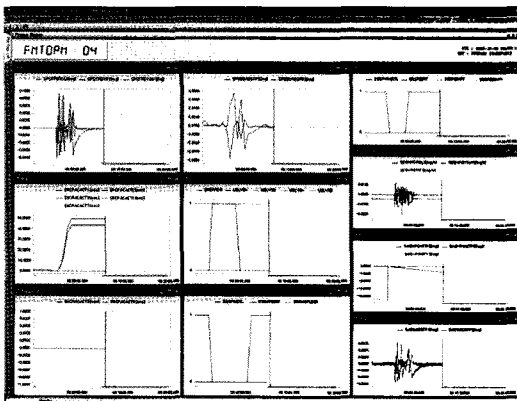
천리안 위성 운용을 위한 지상 관제소는 각 추적 데이터와 거리 측정 데이터를 매일 수행되는 궤도 결정을 위해 수집해야 한다. 단일 지상국에서 거리 측정 데이터를 이용한 궤도 결정을 위해서는 자동화된 모노-펄스 안테나 추적이 거리 측정 데이터 수집

과 함께 수행되어야 한다^[10]. 거리 측정 데이터 수집을 위한 운용은 예를 들면 하루에 8번 정도 수집 가능해야 함과 같이 매일 일정한 시간 간격을 두고 수행되어야 한다.

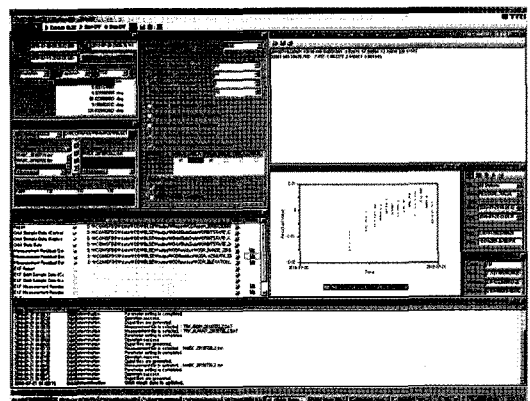
[그림 14]는 매일 수행되는 궤도 결정을 위한 비행 역학 서브 시스템의 궤도 결정 윈도우를 보여준다. 배치 최소 자승법을 이용한 필터를 사용하여 접촉 궤도 요소를 입력 값으로 넣고 지구 중력장과 태양풍, 태양과 달의 섭동을 고려한 동역학 모델을 사용하여 궤도 결정을 수행한다. 거리, 방위각, 양각에 대한 관측 잔차는 궤도 결정의 결과에 대한 정밀도를 확인하는 한 방법으로 윈도우에서 그림으로 보여진다. 궤도 결정 기능의 주요 기능 중 하나는, 위성과 지상국 사이의 거리가 너무 가까워 발생하는 기하학적 특이점에 기인한 방위각 바이어스 추정 문제를 해결하기 위하여 다른 외부 지상국의 거리 측정 데이터를 주기적으로 이용하여 관측 데이터의 방위각 바이어스 추정이 가능하도록 구현되어 있다.

3-5 위치 유지 조정과 연료량 계산

천리안 위성을 128.2°±0.05° 위도와 경도 위치로 유지하기 위해서는 온보드 추력기를 이용하여 동서 방향과 남북 방향으로 위치 유지 조정 매뉴버를 수행



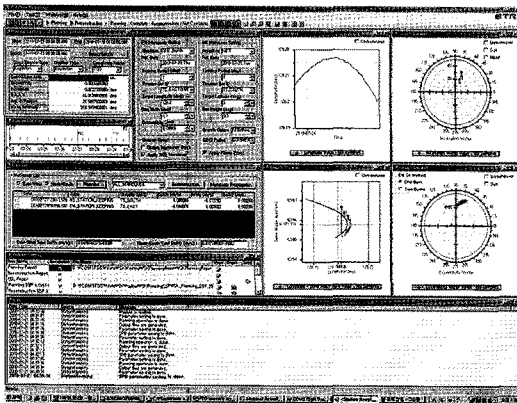
[그림 13] 원격 측정 경향 표시 윈도우



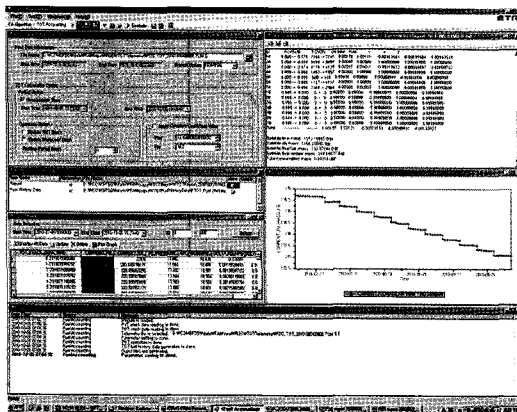
[그림 14] 궤도 결정 윈도우

해야 한다^[11]. [그림 15]는 동서 방향과 남북 방향으로의 위치 유지 조정을 위한 위치 유지 조정 윈도우이다. [그림 15]는 위치 유지 조정을 위해 계산된 속도 변화량에 의한 경도의 변화 및 이심률 벡터, 경사각 벡터 변화량 및 관련된 궤도 변화량 정보들을 나타낸다.

위치 유지 조정과 월 오프 로딩 매뉴버 수행과 관련된 위성 원격 측정 데이터가 매일 수집된다. 추력기 관련한 정보 데이터는 산화량과 연료량 계산을 위해 이용된다. [그림 16]은 2010년 10월 5일 월 오프 로딩 매뉴버에 대한 연료량 계산을 나타낸 연료량



[그림 15] 위치 유지 조정 윈도우



[그림 16] 연료량 계산 윈도우

계산 윈도우이다. 각 추력기에 대한 연료량과 산화량의 사용량에 대해서 오른쪽 위의 텍스트 윈도우에 나타나 있다. 그 아래에 보이는 그림에는 10월 5일 날 짜까지 시간에 따른 연료 사용에 대한 질량의 변화량을 나타낸다.

IV. 결 론

지금까지 천리안 위성 관제 시스템의 구성과 각 서브 시스템의 기능을 설명하였고, 위성 발사 후 궤도 내 시험 기간인 첫 3개월 동안 이루어진 천리안 위성 관제 시스템의 주요 기능들에 대한 운영 검증 결과를 기술하였다. 이 기간 동안 천리안 위성 관제 시스템의 대부분의 기능이 성공적으로 검증되었으며, 천리안 위성 관제 시스템은 위성의 설계 수명 기간인 7년 또는 위성이 수명을 다하는 그 이후까지 계속 사용될 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] 이병선, 정원찬, 김재훈, "저궤도 위성 및 정지 궤도 위성 관제 시스템 개발", KSAS 매거진, 한국항공우주학회지, 3(2), pp. 90-97, ISSN 1975-9525, 2009년 7월.
- [2] B.-S. Lee, W. C. Jung, S. Lee, J.-H. Lee, and J. Kim, "Design of the COMS satellite ground control system", *Journal of the Korea Society of Space Technology*, vol. 1, no. 2, pp. 16-24, 2006.
- [3] T.-H. Kim, J.-H. Lee, W.-C. Jung, and J.-H. Kim, "The design of TTC monitoring and control system in COMS SGCS", *25th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC-2007)*, 2007.
- [4] M. Kim, I. J. Kim, W. C. Jung, and J.-H. Kim, "Design of real-time operations subsystem in COMS

- SGCS", 25th *AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC-2007)*, 2007.
- [5] S. Lee, W. C. Jung, and J. Kim, "Task scheduling algorithm for the communication, ocean, and meteorological satellite", *ETRI Journal*, vol. 30, pp. 1-12, 2008.
- [6] B.-S. Lee, Y. Hwang, H.-Y. Kim, and J. Kim, "Design of the flight dynamics subsystem for the COMS satellite ground control system", *Proceedings of 3rd Recent Advances in Space Technologies*, pp. 595-601, Istanbul, Turkey, Jun. 2007.
- [7] S. Jeong, S. Lee, J. Bang, J. Kim, and T. No, "Generalized satellite multi-body attitude dynamics modeling using component-based design methodology", 25th *AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC-2007)*, AIAA 2007-3224, 2007.
- [8] I. Joo, J.-H. Lee., and J. Kim, "Operational availability analysis of satellite ground control system for COMS", 24th *AIAA International Communications Satellite Systems Conference*, AIAA-2006-5428, 2006.
- [9] R. Pooley and P. Stevens, *Using UML-Software Engineering with Objects and Components*, Harlow, Addison-Wesley, 1999.
- [10] Y. Hwang, B.-S. Lee, H.-Y. Kim, H. Kim, and J. Kim, "Orbit determination accuracy improvement for geostationary satellite with single station antenna tracking data", *ETRI J.*, vol. 30, pp. 774-782, 2008.
- [11] H.-Y. Kim, B.-S. Lee, Y. Hwang, D. Shin, and J. Kim, "Station keeping maneuver planning using COMS flight dynamics software", *IEICE Technical Report*, vol. 107, pp. 113-118, 2007.

≡ 필자소개 ≡

김 재 훈



2001년 9월: 충북대학교 컴퓨터공학 (공학박사)
1983년 3월~현재: 한국전자통신연구원
팀장
[주 관심분야] 위성관제, 위성방송통신

황 유 라



2003년 12월: 미 콜로라도대 항공우주공학
학과 (공학박사)
2004년 6월~현재: 한국전자통신연구원
선임연구원
[주 관심분야] 위성관제, 항법, 정밀측위

이 병 선



2001년 2월: 연세대학교 천문우주학과
(이학박사)
1989년 10월~현재: 한국전자통신연구
원 책임연구원
[주 관심분야] 위성시스템, 위성관제, 우
주비행역학

이 수 전



2005년 2월: 한국과학기술원(전 ICU) 컴
퓨터공학 (공학석사)
2005년 2월~현재: 한국전자통신연구원
선임연구원
[주 관심분야] 위성관제, 임무 스케줄링

김 인 준



1999년 2월: 건국대학교 전자공학 (공학
석사)
1999년 4월~현재: 한국전자통신연구원
선임연구원
[주 관심분야] 위성관제, 항법측위시스템

정 원 찬



1992년 5월: 미 루이지애나 주립대 컴퓨
터과학과 (공학박사)
1992년 6월~현재: 한국전자통신연구원
책임연구원
[주 관심분야] 위성 통신시스템, 위성관제