

DRS has the capability of receiving RF signal transferred from KOMPSAT-2 satellite and generating preprocessed image data that is a kind of raw image data for standard image production. The products generate from this system are comprised of 1R and 1G product upon having a geographic coordinates. In the following paragraph, it is described that DRS configuration, data processing procedure and product characteristics and then, the value-added image production test such orthoimage is introduced.

[VI-3-4] The Qualification Test of KSLV-I(NARO) Assembly Complex

Seung-Bo Jin, Byoung-Gyu Cho, Chang-Bae Lee, Young-Doo Chun, Dong-Chan Seo, Eui-Seung Chung

Korea Aerospace Research Institute, Korea

Ground Complex, which is located at Naro Space Center, consists of Assembly Complex(AC) and Launch Complex(LC) which is necessary for successful launch of KSLV-I(NARO). AC consists of Assembly/Testing Building(ATB), Payload Processing Building(PPB), Kick Motor Building(KMB). The purpose of AC is accepting of KSLV-I components, testing, checkout, assembly(disassembly) of the launch vehicle(LV), readiness for transferring LV to LC, accepting of integrated Launch Vehicle(ILV) in case of launch cancellation and short/long time storage, and so on. Qualification tests(QT) for the total system at AC are carried out to check hardware used for operations with first stage unit mockup, upper stage unit Mockup and integrated mockup(GTV). The qualification tests is carried out according to program and procedures of QT. By course of this process, AC is certificated that all the systems and facilities of AC are guaranteed by the fulfillment of technological operations envisioned in the program of qualification tests during the work with the mock-up.

[VI-3-5] 시간영역 유한차분법을 이용한 안테나 간섭영향 해석

지기만, 김광수, 황승현, 서진호, 이수진
한국항공우주연구원

소형우주발사체 KSLV-I의 상단부 전자장비 탑재 구조체의 외부면에는 텔레메트리, 원격추적, GPS, 비행중단 시스템의 안테나가 두 개 또는 세 개씩 장착된다. 발사체의 표면에 안테나를 부착할 수 있는 위치는 제한되어 있기 때문에 각 안테나 들은 서로 인접되어 부착된다. 또한 상단부 전자장비들과 지상장비의 성능을 검증하기 위해 수행되는 경비행기를 이용한 비행시험은 각 안테나들이 더욱 근접하여 장착된 상태로 수행된다. 따라서 각 하부시스템의 안테나 사이에 발생하는 간섭현상을 분석하기 위한 연구가 요구된다. 이 논문에서는 시간영역 유한차분법을 이용

하여 서로 다른 하부시스템의 안테나 간에 발생하는 간섭영향을 해석하였다. 수행된 해석 과정은 우주발사체의 안테나 방사패턴을 해석하는데 이용될 수 있으며, 향후 우주발사체의 시스템 설계 과정에서 안테나의 배치 방법과 각 하부시스템의 성능 요구조건을 결정하는데 효과적으로 사용될 수 있다.

■ Session : 탑재체 III

10월 30일(금) 17:15 - 19:00 제3발표장

[VII-3-1] Sequential detection simulation of red-tide evolution for geostationary ocean color instrument with realistic optical characteristics

Soomin Jeong¹, Yukyeong Jeong¹, Dongok Ryu¹, Seonghui Kim², Seongick Cho³, Jinsuk Hong⁴, Sug-Whan Kim¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University, Korea*

²*Korea Aerospace Research Institute, Korea*

³*Korea Ocean Research and Development Institute, Korea*

⁴*I&A Technology, Korea*

Geostationary Ocean Colour Imager (GOCI) is the first ocean color instrument that will be operating in a geostationary orbit from 2010. GOCI will provide the crucial information of ocean environment around the Korean peninsula in high spatial and temporal resolutions at eight visible bands. We report an on-going development of imaging and radiometric performance prediction model for GOCI with realistic data for reflectance, transmittance, absorption, wave-front error and scattering properties for its optical elements. For performance simulation, Monte Carlo based ray tracing technique was used along the optical path starting from the Sun to the final detector plane for a fixed solar zenith angle. This was then followed by simulation of red-tide evolution detection and their radiance estimation, following the in-orbit operational sequence. The simulation results proves the GOCI flight model is capable of detecting both image and radiance originated from the key ocean phenomena including red tide. The model details and computational process are discussed with implications to other earth observation instruments.

[VII-3-2] In-orbit Stray light Performance Simulation for Geostationary Ocean Color Imagers

Yukyeong Jeong¹, Soomin Jeong¹, Dongok Ryu¹, Sug-Whan Kim¹, Jinsuk Hong³, Heong Sik Youn², Sun-Hee Woo², Seonghui Kim²

¹*Department of Astronomy, Yonsei University*

²*Korea Aerospace Research Institute*

³*I&A Technology*

We report stray light modeling and analysis results for the current and proposed next generation ocean color imagers with Sun and the target area around Korean penninsular as viewed from geostationary orbit. The imagers used in this study are GOCl of 140mm in diameter and a proposed next generation GOCl (GOCl-II) of about 300mm in diameter. First, we built complete GOCl and GOCl-II 3D optical system models with the realistic surface characteristics. These optical models were incorporated into the in-house built Intergrated Ray Tracing (IRT) algorithm, connecting the Sun, the measurement target area and the instruments via single ray tracing computation for radiative transfer and scattering. The stray light level was then estimated for possible orbital configurations for science measurement and in-orbit calibration operation. The simulation details, results and their implications are presented.

[VII-3-3] 우주용 카메라 열제어장치(Cooling Unit) 개발

이덕규¹, 이응식¹, 장수영¹, 이승훈¹, 강석봉²

¹한국항공우주연구원 위성광학기술팀

²두원중공업(주) 방산기술연구소 위성개발1팀

광학탐재체 열제어 시스템(Cooling Unit)은 광학카메라가 우주환경 하에서 작동시 영상검출기(FPA)에서 발생하는 열을 효과적으로 발열하여 영상검출기의 온도를 최적으로 제어하는 시스템이다. 영상검출기(FPA)의 1회 orbit은 100분이며, 예열기간(Preheating) 최대 10분 동안 147W를 발열하고, 촬영기간(Imaging) 10분 동안 147W를 발열하여 1회 orbit 평균 32.6W를 발열하고, Parasitic heat load 15W를 고려하면 1회 orbit당 평균 총 50W를 발열 한다. 열제어 시스템은 50W를 효과적으로 발열하여 영상검출기의 온도를 14°C~26°C로 제어한다. 열제어 시스템은 Buffer Mass, Heat Pipe, Radiator로 구성된다. 열제어 시스템의 성능규격은 열주기시험, 열진공하 열전도시험 및 진동시험을 통하여 검증한다. 이 논문에서는 국내 기술로 개발되는 우주용 카메라 열제어 장치의 설계 및 해석, 제작현황 등을 소개하고자 한다.

[VII-3-4] 광학탐재체 냉각유닛 열완충질량의 효과 분석

장수영, 이덕규, 이응식, 연정흠, 이승훈

한국항공우주연구원 위성광학기술팀

지구관측위성의 광학탐재체 내부에 장착된 초점면결상장치(FPA, Focal Plane Assembly)는 영상촬영시 많은 열을 발생하며, 최상 성능획득을 위해서는 온도가 좁은 온도범위 내에서 유지되어야 한다. 초점면결상장치가 짧은 시간 동안 많은 열을 발생할 때, 이를 효과적으로 냉각시키기 위해 보통 히트파이프와 복사방열판을 이용한다. 이번 연구에서는 초점면결상장치의 최대상승온도를 낮추고, 영상촬영대기시 최적온도유지를 위한 히터작동율을 낮추기 위해 초점면결상장치와 복사방열판 사이에 열완충질량(TBM, Thermal Buffer Mass)을 적용하였는데, 이를 통해 얻을

수 있는 열설계 개선효과에 대해서 기술한다.

[VII-3-5] 지구관측위성 단열재 밀폐봉괴시 히터 임무주기변화에 대한 연구

장수영, 이덕규, 이응식, 이승훈

한국항공우주연구원 위성광학기술팀

지구관측용 광학탐재체를 탑재한 저궤도위성은 내부부품보호를 위해 표면처리와 같은 수동적 기법과 히터동작과 같은 능동적 기법을 함께 사용을 한다. 내부열손실을 막기 위해 위성외부의 거의 모든 부분을 단열재(MLI)로 감싸게 되며, 각 단열재는 견고하게 고정이 된다. 광학탐재체는 구성품의 보호와 최적성능의 영상획득을 위해 다수의 히터가 장착되는데, 각 히터는 가열대상물의 온도를 실시간으로 측정하여 미리 설정된 On/Off 온도를 기준으로 제어가 된다. 궤도상에서 탐재체가 겪게 되는 다양한 궤도열환경 시나리오에 대한 열해석결과를 이용하여 히터의 위치, 용량 및 제어온도가 결정된다. 궤도상 운용 중, 위성을 보호하는 단열재 사이에 미세한 틈이 발생한 가상적인 상황을 가정하여, 탐재체 히터의 임무주기변화와 탐재체 운용에의 영향을 분석한다.