

을 통해 180K로 열수축된 상태에서 최적의 광학성능을 발휘할 것 등이다. 이러한 설계 개념을 바탕으로 MIRIS 광학계를 제작하였으며, 조립된 인증모델은 진동시험 및 열진공시험을 통과하였다. 이 발표에서는 MIRIS 적외선우주관측카메라 광학계의 인증모델 제작 과정과 부품별 시험, 그리고 조립 후 상온 및 저온 성능시험 결과에 대하여 논의 한다.

[III-3-3] MIRIS 지구관측 적외선카메라 인증모델 성능 시험 및 Field Test

문봉곤¹, 박영식¹, 이창희¹, 박성준^{1,2}, 차상목¹, 이대희¹, 정웅섭¹, 남욱원¹, 박장현¹, 육인수¹, 가능현¹, 이미현¹, 이덕행^{1,3}, 양순철⁴, 김영주⁵, 이기훈⁵, 정한⁶, 이승우⁷, 한원용¹

¹한국천문연구원, ²한국과학기술원, ³과학기술연합대학원, ⁴한국기초과학지원연구원, ⁵(주)그린광학, ⁶(주)I3 system, ⁷한국항공우주연구원

과학기술위성 3호의 주탑재체인 MIRIS (Multi-purpose InfraRed Imaging System)는 우주관측카메라 (Space Observation Camera, SOC)와 지구관측카메라 (Earth Observation Camera, EOC)가 독립적인 시스템으로 구성되어 있다. 지구관측카메라는 유효 구경 100 mm, F/5의 광학계로 3-5 마이크론 파장영역을 관측하며, 국내에서 개발된 적외선 검출기의 우주 인증 시험과 유사시 한반도 적외선 감시를 주요 목적으로 하고 있다. 고도 700km에서 지상을 볼 때 약 42m/pixel의 공간분해능을 나타낼 것으로 기대하고 있다. 지구관측카메라의 인증 모델 (Qualification Model)은 냉동기를 제외한 모든 부품이 국내기술로 제작되었으며, 미리 본딩 및 릴레이 렌즈 조립 기술, 적외선 영상 검교정 기술 등 다양한 경험과 도전을 제공했다. 이 발표에서는 지구관측카메라 인증모델을 이용하여 수행한 주요 시험 과정을 소개한다. 국내 회사 (주)I3 system에서 제작된 적외선 검출기는 320 x 256 HgCdTe array (평균 양자효율 80% 이상)이며 77K에서 정상적으로 운영된다. Micro Stirling Cooler에 의해 들어는 전원을 켜 후 5분 이내에 검출기 운영온도인 77K까지 내려간다. 적외선 광학계의 정렬, 시스템 MTF 측정, 흑체 측정 및 검교정 작업을 수행한 후 야외에서 다양한 경우에 대해 Field Test를 진행했다. 이 발표에서는 Field Test 과정과 이를 통해 얻은 결과를 발표하고, FM (Flight Model) 제작에 있어 수정해야 할 사항들을 제안해 본다.

[III-3-4] MIRIS 적외선 우주관측 카메라 Passive cooling test

박영식¹, 정웅섭¹, 문봉곤¹, 차상목¹, 이창희¹, 이대희¹, 박성준^{1,2}, 남욱원¹, 박장현¹, 육인수¹, 가능현¹, 이미현¹, 목민정¹, 이덕행^{1,3}, 이승우⁴, 한원용¹

¹한국천문연구원, ²한국과학기술원, ³과학기술연합대학원, ⁴한국항공우주연구원

과학기술위성 3호의 주탑재체인 MIRIS (Multi-purpose InfraRed Imaging System)는 우주관측카메라, 지구관측카메라로 구성되어 있으며, 우주관측카메라는 구경 80mm(f/2)의 광시야 굴절식 광

학계로 구성되어 있다. 지상과 우주에서 사용하는 적외선 망원경의 경우 열잡음을 줄이기 위해 광학계와 검출기를 냉각하게 되는데, MIRIS의 경우 공간과 무게를 줄이기 위해 복사 냉각을 위한 passive cooling 방법으로 설계를 하였다. 우주관측 카메라의 광학계를 200K 이하로 냉각하기 위하여, 관측시야 밖에서 입사하는 불필요한 photon 들을 반사시키기 위한 winston cone baffle, 위성체로부터 유입되는 열을 차단하기 위한 30층의 MLI(Multi Layer Insulation), 광학계와 구조물의 지지를 열전달율이 낮은 GFRP(Glass Fiber Reinforced Polymer)로 설계하여 제작하였다. 우주관측 카메라를 열진공 챔버 내부에 설치하고 우주공간과 비슷한 환경을 조성하여 광학계가 200K 이하로 냉각되는 것을 확인 하였으며 그 실험 결과에 대해 논의 하고자 한다.

[III-3-5] 과학기술위성 3호용 홀방식 전기추력기의 개발 및 시험

이종섭, 서미희, 최원호
한국과학기술원 물리학과

홀 추력기는 비교적 간단한 구조와 작은 크기 및 높은 연료효율로 미래 소형위성의 핵심기술로 주목 받고 있다. 이 연구실에서는 2010년 발사예정인 과학기술위성 3호에 탑재할 소형위성용 저 전력 홀 추력기를 연구 개발하였다. 성능에 가장 큰 영향을 미치는 자기장 구조는 FEMM전산코드를 이용한 해석을 통해 설계되었으며, 제작된 프로토타입의 실험을 통해 자기장의 세기 및 모양, 양극전압 및 기체유량에 따른 성능 특성을 관찰하였다. 또한 Faraday Probe와 Retarding Potential Analyzer (RPA), 랑뮈어 탐침 등을 이용해 이온빔의 분사각도 및 전류밀도, 이온에너지 분포, 플라즈마 전위 등을 측정하고 관찰된 특성을 물리적으로 분석하였다. 이러한 최적화 과정을 통해 설계된 비행모델의 시험 결과 양극전력 200 W, 제논 연료유량 0.85 mg/s 을 통해 11.2 mN 추력, 1350 s 비추력, 37% 추력효율을 획득하여 개발 목표를 상회하는 만족할만한 결과를 얻었다.

■ Session : 위성체 II
10월 30일(금) 10:30 - 12:00 제3발표장

[IV-3-1] 반작용휠 기반 자세제어기의 임무기간 동안의 성능 변화 분석

임조령, 서현호, 이선호, 오시환, 용기력
한국항공우주연구원 위성제어팀

저궤도 위성에 사용된 반작용휠을 이용한 자세제어 로직의 임무기간 동안의 성능 변화 양상을 분석하였다. 분석에 사용한 저궤도 위성은 임무기간 3년에 고도 685km의 태양 동기 궤도이며 자세제어 센서로 별 추적기 2개를 사용하였고, 구동기로 반작용휠 4개를 사용하였다. 시간에 따른 성능 감소 경향성을 분석하기 위해 2006년 8월부터 2009년 9월까지 원격측정 데이터를 분석하여 반작용휠을 이용한 자세제어기의 기동시의 기동각에 따른 수렴시간 분석을 수행하였다. 임무 초기에 수행한 기동 수렴 시각과 임무 종료 시점 근처에서 수행한 기동 수렴 시각을 비교

한 결과 여전히 초기와 유사한 성능을 보이고 있음을 확인하였다.

[IV-3-2] Dynamic translation Emulation 기반의 고성능 프로세서 에뮬레이터 개발

최종욱, 신현규, 이재승, 이상곤
한국항공우주연구원

현재 개발 중인 탑재컴퓨터의 메인 프로세서는 MCMERC32SC를 사용하고 있으며, 탑재소프트웨어를 개발하기 위하여 Gaisler Reserach사에서 개발된 소프트웨어 기반의 TSIM-ERC32 에뮬레이터를 이용하여 실시간 위성 시뮬레이터를 개발되어 탑재소프트웨어 개발 및 검증에 사용하였다. 차세대 저궤도 위성 탑재 컴퓨터의 메인 프로세서는 현재 LEON2/3이 사용되고 있으며, LEON2/3 프로세서를 모사해주는 소프트웨어 기반의 에뮬레이터의 경우 LEON2/3의 높은 성능 때문에 실시간 성능을 만족시키지 못하는 문제를 가지고 있다. 현재 ESA에서는 이 문제를 해결하기 위하여 하드웨어 기반의 프로세서 에뮬레이터를 개발/사용하고 있으며, 또 다른 방식으로 기존 프로세서 에뮬레이터가 interpretation방식을 사용한 반면 dynamic translation방식의 에뮬레이터를 개발하여 5~10배 이상의 성능 향상을 통해 실시간 성능을 만족시키고 있다. 이 논문에서는 현재 사용 중인 ERC32 프로세서를 dynamic translation emulation 기법을 사용하여 프로세서 에뮬레이터 개발 방법과 현재 상황에 대해서 설명하며, 추후 LEON2/3를 위한 에뮬레이터 개발의 가능성에 대해서 설명한다.

[IV-3-3] 탑재소프트웨어 프로그래밍 언어 비교 - C vs. ADA

박수현, 구철회, 강수연, 이상곤
한국항공우주연구원

탑재소프트웨어는 위성의 자세, 전력, 열 제어를 담당하는 소프트웨어로서 위성의 탑재컴퓨터 상에서 실행된다. 탑재소프트웨어는 추력기, 배터리, 온도조절장치와 같은 위성의 하드웨어 장치를 자치적으로 관리한다. 지상에서 위성을 운영할 수 있도록 탑재소프트웨어는 지상으로부터 명령을 받아서 처리하고, 위성의 텔레메트리 데이터를 지상으로 전송한다. 위성의 탑재소프트웨어를 프로그래밍하기 위하여 C 언어와 ADA 언어가 주로 사용된다. 이 논문에서는 소프트웨어 디자인과 하위레벨 프로그래밍 관점에서 C 언어와 ADA 언어를 비교·분석한다. 프로그래밍언어는 소프트웨어 디자인과 불가분의 관계에 있다. 이 논문은 프로그래밍언어와 함께 다목적실용위성과 통신해양기상위성의 소프트웨어 디자인을 소개한다. 다목적실용위성의 탑재소프트웨어는 절차지향언어인 C로 작성되었으며, 함수 호출을 기반으로 설계되었다. 통신해양기상위성의 경우, 객체지향언어인 ADA로 작성되었으며, HOOD(Hierarchical Object-Oriented Design) 기법에 따라 모델링되었다. 탑재소프트웨어 프로그래밍언어는 위성의 탑재 하드웨어와 직접적으로 상호작용하도록 요구된다. 이 논문은 C와 ADA 언어가 메모리주소 및 로우 스토리지를 다루는 방법을 보여준다.

[IV-3-4] Launch Vehicle Telemetry MUX Test by using the Spacecraft Simulator

Young-Jin Won¹, Jin-Ho Lee¹, Seok-Teak Yun¹, Jin-Hee Kim¹, and Sang-Ryool Lee²

¹Department of KOMPSAT-5 Systems Engineering and Integration, Korea Aerospace Research Institute

²Satellite Research and Development Head Office, Korea Aerospace Research Institute

The SAR (Synthetic Aperture Radar) satellite has the advantage of implementing the imaging mission even though it is night time, cloudy weather, and all weather conditions, which is different from the satellite with the optical payload. This is the reason why the SAR satellite comes into the spotlight in the observation satellite field. The Korea Aerospace Research Institute (KARI) has been developing the first Korean SAR satellite and is currently integrating and testing the Flight Model. For the launch vehicle service, KARI finalized the selection of the launch vehicle service provider and finished Critical Design Review (CDR) of the interface between the bus and the launch vehicle. KARI and launch vehicle service provider also finished the test of the telemetry interface between the bus and the launch vehicle. The test of the telemetry interface has the purpose of checking the interface of the telemetry which is the SOH(State-of-Health) of the satellite in an early launch stage. For this test, KARI has finished the development of the spacecraft simulator which is composed of the bus simulator to generate the analog telemetry and the launch vehicle simulator to gather the telemetry.

In this research, the result of the hardware implementation and the software implementation for the spacecraft simulator were described. Finally the results of the launch vehicle telemetry MUX test which were performed at the launch vehicle provider's design office by using the spacecraft simulator were summarized. It is expected that this simulator will be used in the next test after the manufacture of the launch vehicle.

[IV-3-5] 위성광학탑재체 궤도시험을 위한 진동차단장치

이상훈, 조혁진, 서희준, 문귀원, 최석원
한국항공우주연구원 우주환경시험팀

인공위성은 지상에서 설계 제작된 후에 발사체에 탑재되어 궤도에 진입되어 위성에 부여된 고유임무를 수행하게 된다. 위성체가 임무를 수행하는 우주공간은 고진공 환경과 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어진다. 때때로 위성체는 이러한 가혹한 우주환경의 영향으로 인해 주요 부품의 기능장치가 초래되기도 하며 이는 결국 임무의 실패로 이어지기도 한다. 따라서 고진공과 극저온 환경으로 일컬어지는 우