

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