

[구ID-11] STSAT-3 Main Payload, MIRIS Flight Model Developments

Wonyong Han¹, Dae-Hee Lee¹, Youngsik Park¹, Woong-Seob Jeong¹, Chang Hee Ree¹, Bong kon Moon¹, Sung-Joon Park¹, Sang-Mok Cha^{1,2}, Uk-Won Nam¹, Jang-Hyun Park¹, Duk-Hang Lee^{1,3}, Nung Hyun Ka¹, Kwang-Il Seon¹, Sun Choel Yang⁴, Jong-Oh Park⁵, Seung-Wu Rhee⁵, Hyung Mok Lee⁶, and Toshio Matsumoto^{6,7}

¹Korea Astronomy & Space Science Institute (KASI), ²School of Space Research Kyung Hee University (SSR KHU), ³University of Science & Technology (UST), ⁴Korea Basic Science Institute (KBSI), ⁵Korea Aerospace Research Institute (KARI), ⁶Seoul National University (SNU), ⁷Institute of Space and Astronautical Science (ISAS/JAXA)

The Main payload of the STSAT-3 (Korea Science & Technology Satellite-3), MIRIS (Multipurpose Infra-Red Imaging System) has been developed for last 3 years by KASI, and its Flight Model (FM) is now being developed as the final stage. All optical lenses and the opto-mechanical components of the FM have been completely fabricated with slight modifications that have been made to some components based on the Engineering Qualification Model (EQM) performances. The components of the telescope have been assembled and the test results show its optical performances are acceptable for required specifications in visual wavelength (@633 nm) at room temperature. The ensuing focal plane integration and focus test will be made soon using the vacuum chamber. The MIRIS mechanical structure of the EQM has been modified to develop FM according to the performance and environment test results. The filter-wheel module in the cryostat was newly designed with Finite Element Analysis (FEM) in order to compensate for the vibration stress in the launching conditions. Surface finishing of all components were also modified to implement the thermal model for the passive cooling technique. The FM electronics design has been completed for final fabrication process. Some minor modifications of the electronics boards were made based on EQM test performances. The ground calibration tests of MIRIS FM will be made with the science grade Teledyne PICNIC IR-array.

[구ID-12] MIRIS 우주관측카메라 FM Dewar 설계

차상목^{1,2}, 문봉곤¹, 정웅섭¹, 이대희¹, 남옥원¹, 박영식¹, 이창희¹, 박성준¹, 이덕행^{1,3}, 가능현¹, 한원웅¹, 박장현¹, 선광일¹, 양순철⁴, 박종오⁵, 이승우⁵, 이형목⁶, Toshio Matsumoto^{6,7}

¹한국천문연구원, ²경희대학교 우주탐사학과, ³과학기술연합대학원대학교, ⁴한국기초과학지원연구원, ⁵한국항공우주연구원, ⁶서울대학교, ⁷ISAS/JAXA

MIRIS 우주관측카메라는 과학기술위성 3호의 주탑재체로서 0.8~2.0 μm의 근적외선영역에서 우주배경복사와 우리은하 평면의 Pa-α survey 관측을 목적으로 한다. 이러한 임무를 수행하기 위해 MIRIS 우주관측카메라에는 MCT(HgCdTe) IR 검출기가 사용되고 6개의 필터를 장착할 수 있는 필터휠이 설계되었으며, 열잡음을 줄이고 원하는 SNR을 얻기 위해 모두 100K 이하로 냉각이 요구된다. 효과적인 냉각 및 저온유지를 위해서 외부의 열을 1차적으로 차단하는 Cryostat 외부용기와 100K 이하로 냉각되는 내부 Cold Box의 이중구조를 가지는 Dewar가 설계 되었다. 내부 Cold Box의 냉각은 소형 stirling cooler로 이루어지고 외부의 열 유입량이 Cooler의 냉각용량을 넘지 않도록 설계하였다. Cryostat 외부용기는 radiation cooling으로 냉각되어 200K 이하의 온도를 유지하며 내부 Cold Box로의 열유입을 최소화하기 위해 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastic) 단열 지지대와 MLI(Multi Layer Insulation)가 사용된다. 또한 100K으로 냉각시 필터고정부와 Cold Box 구조에서 일어날 수 있는 구조적인 피로도를 줄이고 열변형에 의한 문제를 방지하기 위한 고려가 설계에 포함되었다. FM (Flight Model)은 고진공 환경의 우주공간에서 문제가 발생하지 않도록 설계되었다. 또한 EQM 진동시험결과를 토대로 발사환경에서 발생하는 강한 진동을 견딜 수 있도록 FEM(Finite Elements Method) 구조해석을 통하여 필터고정부에 flexible structure 설계와 완충체를 추가하고 필터휠 구동부와 harness 고정부 및 cooler 지지부를 비롯한 전체 구조물에서 충분히 진동을 극복할 수 있도록 설계하였다.