

perturbation)은 Gaussian 형태로 주었으며, 각각의 입자들의 drift velocity는 각각의 plasma 입자 종들의 thermal velocity로 나란한 방향으로 주었다.

**[VII-2-6] Identification of linearly unstable modes in the near-Earth current disruption**

Chinook Mok and Chang-Mo Ryu  
Dept. of Physics, POSTECH, Korea

Identification of wave characteristics during current disruption events in the near-Earth geomagnetic tail region (~ 10 RE) is important to understand the substorm onset mechanism. In this paper, linear stability analysis in the ion-cyclotron frequency range, considering temperature anisotropy and cross-field flow is presented. It is found that the ion-cyclotron drift waves propagating in a quasi-perpendicular direction with respect to the ambient magnetic field are characterized by low frequencies ( $\omega < 0.5\Omega_{ci}$ ), while quasi-parallel waves have frequencies close to the ion-cyclotron frequency ( $\omega \sim \Omega_{ci}$ ). This finding is consistent with the observation by THEMIS spacecraft of a current disruption event in which a similar high- and low-frequency band structure is also present [A. T. Y. Lui, et al., J. Geophys. Res. 113, A00C06 (2008)]. It is also found that the quasi-perpendicular mode is excited by the ion cross-field flow.

**[VII-2-7] 보현산 지자기 자료를 이용한 일변화와 연변화 연구**

최규철<sup>1,2</sup>, 이재진<sup>1</sup>, 조경석<sup>1</sup>, 이대영<sup>2</sup>, 박영득<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>충북대학교 천문우주학과

한국천문연구원 태양우주환경연구그룹은 우주환경예·경보 연구에 활용하기 위하여 일본 Tierra Tecnica사의 RFP-523C 지자기 측정 시스템을 보현산천문대 태양망원경동에 구축하였다. 보현산 지자기 측정 시스템은 2007년 11월에 구축이 완료되어 현재 우주환경 변화에 의한 지자기 변화를 측정 및 저장하고 있다. 보현산 지자기 측정 시스템으로 측정된 지자기 자료를 사용하여 2008년부터 2009년 8월까지 보현산 지역의 지자기 일변화와 연변화를 연구하였다. 지자기 일변화와 연변화는 태양활동에 의한 영향을 받아 변화하는데, 지자기 일변화는 K 지수를 산출하는데 사용되고 지자기 연변화는 보현산 지역의 장기간 동안의 지자기 변동을 연구하는데 사용된다.

**■ Session : 과기위성**  
**10월 30일(금) 09:00 - 10:15 제3발표장**

**[(초)III-3-1] Discussion of Critical Design Review (CDR) for MIRIS, the Main Payload of STSAT-3**

Wonyong Han<sup>1</sup>, Dae-Hee Lee<sup>1</sup>, Uk-Won Nam<sup>1</sup>, Youngsik Park<sup>1</sup>, Woong-Seob Jeong<sup>1</sup>, Chang Hee

Ree<sup>1</sup>, Bongkon Moon<sup>1</sup>, Sung-Joon Park<sup>1,2</sup>, Sang-Mok Cha<sup>1</sup>, Jang-Hyun Park<sup>1</sup>, Duk-Hang Lee<sup>1,3</sup>, Nung Hyun Ka<sup>1</sup>, Mi Hyun Lee<sup>1</sup>, Kwang-Il Seon<sup>1</sup>, In-Soo Yuk<sup>1</sup>, Sun Choel Yang<sup>4</sup>, Jong-Oh Park<sup>5</sup>, Seung-Wu Rhee<sup>5</sup>, Hyung Mok Lee<sup>6</sup>, and Toshio Matsumoto<sup>6,7</sup>

<sup>1</sup>Korea Astronomy & Space Science Institute (KASI)  
<sup>2</sup>Korea Advanced Institute of Science & Technology(KAIST)  
<sup>3</sup>University of Science & Technology (UST)  
<sup>4</sup>Korea Basic Science Institute (KBSI)  
<sup>5</sup>Korea Aerospace Research Institute (KARI)  
<sup>6</sup>Seoul National University (SNU)  
<sup>7</sup>Institute of Space and Astronautical Science (ISAS/JAXA)

The MIRIS (Multi-purpose IR Imaging System), as the main payload of Science and Technology Satellite-3 (STSAT-3), is being developed by KASI in collaboration with several institutes for wide-field space observation in near IR wavelength. The Engineering Qualification Model (EQM) of MIRIS has been designed and fabricated in the laboratory. The system performance tests have been made including opto-mechanics, vibration test, thermal-vacuum environmental test and passive cooling test down to 200K. Most of the performance test results were satisfied with system requirements. The results of MIRIS performance tests have been presented at Critical Design Review (CDR) on September 2009. Several revisions were also recommended for Flight Model (FM) design, and detailed plan to develop FM of MIRIS is discussed in this paper.

**[(III-3-2] MIRIS 적외선우주관측카메라 광학계 인증모델 설계제작 및 시험**

이창희<sup>1</sup>, 박성준<sup>1,2</sup>, 문봉곤<sup>1</sup>, 차상목<sup>1</sup>, 이대희<sup>1</sup>, 정웅섭<sup>1</sup>, 박영식<sup>1</sup>, 남옥원<sup>1</sup>, 박장현<sup>1</sup>, 가능현<sup>1</sup>, 이미현<sup>1</sup>, 이덕행<sup>1,3</sup>, 양순철<sup>4</sup>, 김영주<sup>5</sup>, 이기훈<sup>5</sup>, 이승우<sup>6</sup>, T. Matsumoto<sup>7</sup>, 한원용<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>한국과학기술원, <sup>3</sup>과학기술연합대학원, <sup>4</sup>한국기초과학지원연구원, <sup>5</sup>(주)그린광학, <sup>6</sup>한국항공우주연구원, <sup>7</sup>서울대학교

과학기술위성 3호의 주탑재체인 MIRIS (Multi-purpose InfraRed Imaging System) 적외선우주관측카메라의 인증모델이 조립을 마치고 현재 성능시험이 진행 중이다. MIRIS 적외선광학계는 구경 80mm의 광시야(f/2) 굴절식 망원경으로서, 총 5매의 렌즈로 구성되어 있다. 렌즈들은 S-FPL53, S-TIH6, Fused Silica 등의 재료를 사용해 가공되었으며, MIRIS 관측 파장대역(0.9~2.0 $\mu$ m)에서 투과율이 극대화되도록 반사억제 코팅이 적용되었다. MIRIS 광학계 및 광기계부 설계에 있어서의 주요 고려사항은, 1) 상온에서 조립된 상태에서 발사 시 위성체가 받는 충격과 진동을 견뎌낼 것, 그리고 2) 발사 후 위성 궤도상에서의 복사냉각

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**

문봉곤<sup>1</sup>, 박영식<sup>1</sup>, 이창희<sup>1</sup>, 박성준<sup>1,2</sup>, 차상목<sup>1</sup>, 이대희<sup>1</sup>, 정웅섭<sup>1</sup>, 남욱원<sup>1</sup>, 박장현<sup>1</sup>, 육인수<sup>1</sup>, 가능현<sup>1</sup>, 이미현<sup>1</sup>, 이덕행<sup>1,3</sup>, 양순철<sup>4</sup>, 김영주<sup>5</sup>, 이기훈<sup>5</sup>, 정한<sup>6</sup>, 이승우<sup>7</sup>, 한원용<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>한국과학기술원, <sup>3</sup>과학기술연합대학원,

<sup>4</sup>한국기초과학지원연구원, <sup>5</sup>(주)그린광학, <sup>6</sup>(주)I3 system,

<sup>7</sup>한국항공우주연구원

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 유사한 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**

박영식<sup>1</sup>, 정웅섭<sup>1</sup>, 문봉곤<sup>1</sup>, 차상목<sup>1</sup>, 이창희<sup>1</sup>, 이대희<sup>1</sup>, 박성준<sup>1,2</sup>, 남욱원<sup>1</sup>, 박장현<sup>1</sup>, 육인수<sup>1</sup>, 가능현<sup>1</sup>, 이미현<sup>1</sup>, 목민정<sup>1</sup>, 이덕행<sup>1,3</sup>, 이승우<sup>4</sup>, 한원용<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>한국과학기술원, <sup>3</sup>과학기술연합대학원,

<sup>4</sup>한국항공우주연구원

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 흘방식 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