

하여 설계 되었으며 적외선 검출기를 위한 전자부도 새롭게 개발되었다. 현재 카메라에서 사용할 수 있는 필터는 J($1.25\mu\text{m}$), H($1.64\mu\text{m}$), Ks($2.15\mu\text{m}$), L($3.50\mu\text{m}$) 밴드 광대역 필터와 H2($2.12\mu\text{m}$), H3+($3.53\mu\text{m}$) 협대역 필터이며 ND(Neutral Density) 필터도 1개 보유하고 있다. 현재 기기의 실험실 시험과 시험관측으로 얻은 결과로는 Gain= $2.56e_-/\text{ADU}$, Dark current= $18e_-/\text{sec}$ 이며 Readout noise= $38e_-$ 이다. 시험관측의 결과로부터 계산된 관측 한계등급은 100초 노출, S/N=10에서 J=17.6mag, H=17.5mag., Ks=16.1mag, L(narrow)=10.0mag이다. 이 논문에서는 KASINICS의 전체 개발 과정과 시험관측 결과로부터 얻은 시스템의 성능을 요약하고 소개한다.

[VII-1-4] 적외선용 광시야 비축 반사 광학계 정렬 시스템 개발

김상혁^{1,2}, 박수중¹, 김건희², 양순철², 국명호², 이상용², 장승혁³

¹경희대학교 우주과학과, ²한국기초과학지원연구원.

³삼성종합기술원

적외선 천문학에 대한 관심이 점차 높아지면서 적외선 망원경 개발의 중요성이 높아지고 있다. 하지만 차세대 적외선 망원경과 카메라의 개발에 있어서 굴절 광학계는 중적외선 이상의 파장에서 색수차를 보정할 수 있는 렌즈의 재질을 찾기에 어려움이 있다. 반면, 비축(off-axis) 반사 광학계는 색수차가 없고 중앙 차폐 문제를 해결할 수 있기 때문에 광시야 설계가 가능하며 파장 영역의 제한도 적어서 SPICA를 비롯한 차세대 적외선 망원경 시스템에 적합하다. 비축 반사 광학계는 선형 비점수차를 가지고 있지만 최근에 개발한 비축 기하광학 이론에 의하면 비축 반사 광학계의 선형 비점수차를 완전히 제거할 수 있으며 3차 이상의 고차 수차를 최소화 할 수 있다. 이 연구에서는 Inverse Cassegrain과 유사한 개념인 Schwarzschild-Chang Type으로 설계한 반사 광학계의 F수는 2이고 $10\times 10^\circ$ 의 광 시야를 가지고 있으며 8- $12\mu\text{m}$ 파장대의 적외선 관측을 목적으로 한다. 반사경의 주경은 유효구경이 70mm, 부경의 유효구경은 130mm이며 알루미늄(Al6061-T6)소재로 5축 자유 곡면 가공기 Freeform700A를 이용하여 제작하였다. 비축 반사 광학계에 사용된 반사경의 광학 설계를 바탕으로 조립 및 정렬을 위해서 공차 분석을 CodeV에서 수행하였다. 반사경의 정렬을 위하여 x, y, z축과 2방향의 회전축을 조정할 수 있는 스테이지를 사용하였다. 반사경의 정렬은 레이저를 이용한 광선 추적 방법을 사용한다. 그리고 가공된 반사경 측정 결과로 가공된 반사경의 형상을 다시 설계하고 가공한 반사경과 설계한 반사경을 비교분석하여 허용 공차를 구하였다.

[VII-1-5] 대중천문교육프로그램 개발

김용기, 이용삼, 최고은

충북대학교

최근 늘어나는 지자체 천문대와 사설천문대의 대중천문교육의 수요에 맞추어 충북대학교 천문대는 지난 수년동안 많은 천문우주 체험프로그램들을 자체개발하여 현장에서 활용하고 있다. 이 연구에서는 청주 우암어린이회관 천문관의 별학교와 청주기적의 도서관 천문우주교실에서 적용되어왔던 대중천문교육프로그램들을 기준으로 대중천문우주프로그램의 예를 제시하여 보고, 향후

대상에 맞는 맞춤형 프로그램의 필요성을 논의하여 본다.

■ SESSION III-2 : 위성체

4월 24일(목) 16:30 - 18:00 (회의실)

[III-2-1] 영상레이더(SAR) 위성의 영상 품질 교란 요인 분석

천용식¹, 나성웅²

¹한국항공우주연구원, ²충남대학교

영상레이더 위성의 SAR(SAR, Synthetic Aperture Radar) 탑재체는 전자광학(Electro-Optics) 센서나 적외선 센서와는 달리 전자파를 이용함으로써 비, 구름 등의 기상조건이나 주야에 관계없이 영상 수집이 가능하며, 광범위한 지역의 영상 획득이 가능한 특징을 가지고 있다. 영상레이더는 전자파가 가지는 특성에 따라 전파 반사 표면의 특성, 즉 지표면의 굴곡, 지형, 물과 육지의 경계, 인공 가공물의 재질 및 특징, 흙의 습도, 바다 표면의 특징 등에 따라 고유한 반사 성질을 보여주므로 전자광학영상과는 다른 종류의 유용한 정보를 제공 한다. 이러한 전자파를 사용하는 레이더 영상의 품질은 SAR 탑재체 설계 및 제작을 통해 구현되는 탑재체 레벨의 고유 성능인자가 우주 공간에서 얼마 정도 시스템 레벨에서 저하를 경험하느냐에 따라 최종 평가된다. 일반적으로 탑재체 성능은 발사 이전 지상에서 시험과 해석을 통해 영상품질 인자를 도출함으로써, 예측이 가능하다. 그러나, 우주공간 상에서 위성의 궤도 오차, 지향 및 안정화 오차가 발생함에 따라, 이로 인한 추가적인 영상품질의 저하가 필연적으로 발생하게 된다. 따라서, 위성 발사 이전에 이러한 영상품질 저하 조건을 충분히 검토하고 해석을 수행하여, 최적의 위성 궤도 오차, 지향 및 안정화 오차 설계치를 결정할 필요가 있다. 이 연구에서는 SAR 탑재체에서 획득하는 고해상도 영상에 대하여 위성체의 각종 교란 요소가 위성 영상 품질에 미치는 영향을 연구하였으며, 이러한 교란 요인을 위성체 설계 단계부터 최소화 할 수 있는 영상 품질에 대한 설계 요구사항을 사전 검증할 수 있는 방법을 제시하였다.

[III-2-2] Dawn-Dusk 궤도의 차세대 SAR 위성 에너지 평형 분석

원영진¹, 이진호¹, 서민석², 윤석택¹, 천용식¹

¹한국항공우주연구원 다목적실용위성5호사업단 다목적5호 체계팀, ²한국항공우주산업(주)

SAR(Synthetic Aperture Radar)를 이용한 영상 레이더의 이점은 태양광이 없는 야간 시간대나 구름이 많거나 기상 상황이 좋지 않은 전천후 기상 상황에서도 지속적인 영상의 획득이 가능하다는 것이다. 따라서 이러한 이유로 차세대 위성의 탑재체로 SAR가 많은 연구가 진행되고 있으며 최근들어 많은 SAR 탑재 위성들이 발사되고 있다. SAR 탑재체를 장착한 위성의 경우 밤과 낮에 관계없이 영상을 얻을 수 있으며 따라서 태양 전지판이 항상 태양을 지향할 수 있도록 주로 Dawn-Dusk 궤도를 이용한다. 차세대 SAR 위성의 경우 고도 550km에서 1일 14.5회의 궤도 회수와 28일의 동일한 지점을 방문하는 재방문 주기를 가지게 된다. Dawn-Dusk 궤도를 이용하므로 에너지 이용 측면에서도 장점을 가지게 되며 에너지 평형 분석 방법도 기존의 방법과는 다르게 된다. Dawn-Dusk 궤도를 이용하게 되면 대부분의 궤도

시간동안 태양을 본다는 장점이 있으나 동지를 기점으로 약 3개월 동안은 지구에 의한 식(Eclipse) 구간이 나타나게 된다. 따라서 이 경우가 에너지 평형 해석을 위한 가장 최악의 조건이 되며 이때 하루 동안의 에너지 평형 상태를 분석하게 되면 이를 토대로 하루 동안 임무 수행 회수를 결정할 수 있다. 분석 결과 동지 때에 96분의 궤도 시간 동안 최대 약 22분의 식 구간이 나타났으며 이 경우 하루 동안 최대 6회의 임무를 수행할 수 있는 것으로 분석되었다.

[III-2-3] 저궤도 위성용 고정밀 태양센서의 시간에 따른 성능 저하 영향 분석

임조령, 김용복, 서현호, 이해진, 용기력
한국항공우주연구원

위성에 사용하는 자세제어 센서는 요구되는 자세제어 정밀도에 따라 지구 센서와 저정밀 태양센서, 고정밀 태양센서 등을 탑재하거나 이들과 함께 별 추적기와 같은 고정밀 센서를 사용한다. 별 추적기를 사용하지 않을 경우, 탑재 센서들 중에서 정상 모드에서 자세를 결정하는데 사용하는 센서는 2축 롤-피치 센서인 지구센서와 1축 요 센서인 고정밀 태양센서이다. 태양센서는 태양으로부터의 입사각을 측정하여 위성체의 요각 정보를 제공하게 되는데, 위성의 부착 위치에 따라 위성이 남극과 북극 부근을 지날 때에만 태양에 대한 측정 데이터를 제공하게 된다. 따라서 위성의 자세제어 필터는 대부분의 시간동안은 지구센서를 사용하여 측정한 위성의 롤과 피치 자세각 정보를 이용하고 남극에서는 고정밀 태양센서 #1, 북극에서는 고정밀 태양센서 #2를 사용하여 위성의 요 자세각을 측정한 후 이 측정 값을 위성의 자세 업데이트에 사용한다. 위성에 탑재한 모든 센서와 구동기들은 시간이 지남에 따라 우주 환경에 노출한 시간이 증가하게 되므로 노화현상이 나타나게 되고 그 결과 센서의 성능 저하가 발생하게 된다. 이 연구에서는 아리랑위성 1호 고정밀 태양센서의 텔리메트리 데이터를 처리하여 고정밀 태양센서가 제공한 데이터의 정밀도를 분석하고 고정밀 태양센서의 시간에 따른 노화 경향을 분석하고 그 영향을 해석하였다. 고정밀 태양센서로부터 나온 처리 전 데이터를 확인한 결과 2001년 경에는 약 10도 정도이던 각이 2007년에는 약 18도 이상 나타나는 것을 확인하였다. 이는 시간이 지남에 따른 노후의 결과로 이 성능 저하가 자세제어에 미치는 영향을 분석하였다. 이 연구의 결과는 아리랑 위성 2호에서도 동일하게 사용한 고정밀 태양센서의 성능 분석을 위한 중요 비교 자료로 사용할 수 있을 것으로 기대한다.

[III-2-4] 고에너지 입자에 의한 과학기술위성 1호 태양센서 특성 변화 분석

이재진¹, 정성인², 김경희², 조경석¹, 한영환³, 최한우⁴
¹한국천문연구원, ²한국과학기술원 인공위성연구센터,
³한국원자력연구원, ⁴한국지질자원연구원

우주에는 반 알렌 벨트라고 불리는 전하를 띤 입자들이 지구 자기장에 포획된 공간이 존재하는데, 이 입자들이 지구 자기장을 따라서 저고도까지 침투하면서 저고도 위성들을 위협하고 있다. 2003년 발사된 과학기술위성 1호에는 고에너지 전자를 측정할 수 있는 실험 장치가 탑재되어 고에너지 입자들을 측정하는 임무를 수행하였다. 관측 결과 과학기술위성이 운용되는 680km 고도에서도 상당히 많은 고에너지 전자들이 관측 되었다. 또한

자세 제어를 위해 사용된 태양 센서에 빛을 감지하기 위한 Si solar cell이 사용되는데, 이 solar cell의 short circuit current가 시간이 지남에 따라 감소하는 것을 확인할 수 있었다. solar cell이 우주 방사능에 의해 특성이 변한다는 사실은 이미 잘 알려진 사실이나, 과학기술위성 1호에서처럼 정량적인 측정이 이루어진 경우는 매우 드문 일이다. 이 연구에서는 고에너지 전자 빔 조사 실험을 통해 과학기술위성 1호에서 관측된 이러한 solar cell의 특성 변화가 우주 방사능에 의한 것임을 보이려고 하였다. 과학기술위성 1호에서 사용된 것과 동일한 solar cell을 이용하여 각각 300keV와 1MeV의 전자빔을 조사하며 open circuit voltage와 short circuit current를 측정하였다. 실험 결과 300 keV의 전자 빔에 대해서는 약 10% 정도 short circuit current가 감소하는 것으로 나타났고, 1MeV의 전자빔에 대해서는 약 50%의 short circuit current의 감소를 확인하였다. 이러한 결과를 NOAA POES 위성에서 관측한 고에너지 전자 관측 데이터와 비교하여 과학기술위성 1호에서 관측한 solar cell의 특성 변화가 고에너지 전자에 의해 생길 수 있는지 살펴보았다.

[III-2-5] Stability Analysis of the SDRE Controller for Satellite Attitude Control via Magnetic Torquer

Insu Chang¹, Jong-Hyun Oh², Sang-Young Park¹, and Kyu-Hong Choi¹

¹Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea
²LG CNS, Seoul 100-876, Korea

A nonlinear attitude control method of a satellite with magnetic torque rods has been developed in the current research. The controller utilizes the State-Dependent Riccati Equation (SDRE) technique. The aim of this control system is to achieve a stable attitude within 5 degree, and minimize the control energy under the limitation of the existing low-cost technology. The main objectives of the current study is to complement a contradiction of the equations of motion studied previously, and verify a stability region for the dynamic system to guarantee the stability of the SDRE-controlled satellite attitude system under arbitrarily given initial state errors. A detailed and precise equations of motion for this system are presented using the angular velocity and the quaternions as state variables of the dynamic system. To compare the performance of the SDRE controller, the linear Quadratic Regulator (LQR) method using the solution of the Algebraic Riccati Equation is also applied to the nonlinear system. Simulation results show the effectiveness of the SDRE controller.

[III-2-6] 사진 측정 시스템을 이용한 위성 탑재센서 설치면의 편평도 측정에 관한 연구

김지영^{1,2}, 윤용식¹, 최준민¹, 유준²
¹한국항공우주연구원 위성시험실, ²충남대학교 전자공학과

이 논문은 사진 측정 시스템(Photogrammetry System)을 이용하여 인공위성에 설치되는 탑재센서 설치면의 편평도(Flatness) 측정에 대한 연구 결과이다. 인공위성에 설치되는 탑재센서의 정밀