

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**

이재진<sup>1</sup>, 정성인<sup>2</sup>, 김경희<sup>2</sup>, 조경석<sup>1</sup>, 한영환<sup>3</sup>, 최한우<sup>4</sup>  
<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>한국과학기술원 인공위성연구센터,  
<sup>3</sup>한국원자력연구원, <sup>4</sup>한국지질자원연구원

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 Chang<sup>1</sup>, Jong-Hyun Oh<sup>2</sup>, Sang-Young Park<sup>1</sup>, and Kyu-Hong Choi<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea  
<sup>2</sup>LG 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<sup>1,2</sup>, 윤용식<sup>1</sup>, 최준민<sup>1</sup>, 유준<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>한국항공우주연구원 위성시험실, <sup>2</sup>충남대학교 전자공학과

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

조립을 위하여, 장착되는 평면에 대한 편평도의 측정이 필요하다. 이 논문에서 다루는 위성 탑재센서가 장착되는 설치면에 대한 편평도의 요구조건은  $50\mu\text{m}$  이내이다. 이 측정을 위해 3차원 정밀 측정 장비인 사진 측정 시스템을 이용하였다. 사진 측정 시스템은 고해상도의 반도체 영상 센서를 장착한 디지털 카메라와 데이터 처리 시스템으로 구성되어 있으며, 이 측정 시스템의 측정 정확도는  $4\mu\text{m}+4\mu\text{m}/M$ 이다. 여기서,  $M$ 은 측정대상물과 카메라간의 거리이며  $3M$  이내에 있다. 이 연구의 편평도 측정을 위하여 설치면에 표적 및 기준자를 설치하고, 측정 대상 주위로 다양한 위치와 각도에서 약 18개의 사진을 촬영하여 측정 데이터를 얻었다. 이 측정 데이터는 데이터 처리 시스템(V-Star)에서 확인 및 분석을 수행하여, 측정 후 포인트들의 위치를 보이고 변위 및 편차량을 계산하였다. 즉, 측정 대상물의 평면을 포함하는 X-Y 평면을 만들고, 만든 좌표축으로 측정값을 좌표변환한다. 이 좌표변환한 값에 대하여 Z축을 0으로 놓은 data와 그 값을 비교하여 변위에 대한 편차량(Measured to Design Residuals)을 계산함으로써 편평도 차이를 보여주었다. 그 결과, 수직 방향(Z방향) 측정치를 기준으로 한 측정값이 50 마이크론 p-p 이내에 있음을 알 수 있었다.