

논문 2008-45SD-3-1

고에너지 전자빔을 이용하여 저궤도 인공위성의 실리콘 태양센서의 내방사선 특성 연구

(A study on the radiation effect of silicon solar cells in a low Earth orbit satellite by using high energy electron beams)

정 성 인*, 이 재 진*, 이 흥 호**

(Sung In Chung, Jae Jin Lee, and Heung Ho Lee)

요 약

본 논문은 고에너지 전자빔을 이용하여 저궤도 인공위성의 실리콘 태양센서의 내방사선 특성 변화를 분석하였다. 일반적으로 저궤도를 선회하는 위성은 반알렌대를 통과하며, 이 안에서 주기적인 운동으로 남극과 북극을 이동하는 하전입자에 의해 전자부품이 쉽게 손상되고 수명이 단축되는 등 악 영향을 받고 있다. 특히 방사선에 의한 SEU (Single Event Upset) 등은 인공위성에 탑재된 반도체 소자의 오동작 유발의 원인이 되고 있다. 본 논문은 한국원자력 연구원의 고에너지 (300 keV ~ 1MeV) 전자빔 조사장치를 이용하여 태양전지에 전자빔을 조사하고 이 때 변화되는 각각의 파라미터들에 대한 값을 측정하고자 한다. 이러한 연구는 저궤도 인공위성에서 전력을 생산하기 위해서 사용하는 전력용 태양 전지의 방사능 영향을 이해하는데도 많은 영향을 줄 수 있을 것으로 기대된다.

Abstract

This paper analyzes on the radiation effect of silicon solar cells in a low Earth orbit satellite by using high energy electron beams. Generally, the satellite circling round in a low orbit go through Van Allen belt, in which electronic components are easily damaged and shortened by charged particles moving in a cycle between the South Pole and the North Pole. For example, Single Event Upset (SEU) by radiation could cause electronic devices on satellite to malfunction. From the ground experiment in which we used the high energy electron beam facility at Korea Atomic Energy Research Institute (KAERI), we tried to explain sun sensor degradations on orbit could be caused by high energy electrons. While we focused on the solar cells used for light detectors, We convince our research also contributes to understand the radiation effect of solar cells generating electric powers on satellites.

Keywords: Electron Beam, Silicon Solar Cells, Van Allen Belt, Radiation effect, Single Event Upset (SEU)

I. 서 론

전자빔은 텅스텐과 같은 금속(필라멘트)을 고온으로 가열하면 자유전자의 운동에너지가 커지며 금속체 밖으

로 탈출해 나가는 열 전자 방출이 일어나는데 이렇게 발생된 수많은 전자가 같은 방향으로 고속으로 운동하는 전자의 흐름을 말한다. 이렇게 방출된 전자에 운동 에너지를 갖도록 만들어주는 장치가 가속기인데, 가속기 기술은 미국, 소련, 유럽, 일본 등 선진 과학기술국들이 막대한 재원을 투입하여 개발 및 이용 연구에 집중적인 노력을 기울여왔다. 그 예로서 세계 2차 대전중 핵무기 개발에 필요한 핵자료 생산용으로 사용되었으며 우주의 기원을 규명하는 실험수단으로서도 기초 과학발달에 지대한 공헌을 하였다.

한편 지구 대기권 밖에서는 지상에서는 존재하지 않

정회원, 한국과학기술원
(KAIST)

정회원, 충남대학교
(Chungnam National Univrsity)

※ 본 연구개발은 원자력 연구원의 고에너지 전자 빔 과제사업의 예산 지원을 받아 작성 되었으며 이에 감사드립니다.

접수일자: 2008년1월10일, 수정완료일: 2008년2월27일

는 각종 방사선이 태양 및 다른 천체로부터 발생되어 존재한다. 이를 우주환경 방사선이라고 부르며, 그 종류는

- 1) 태양광 : 자외선, X-선, 감마선
- 2) 반알렌대 : 전자 및 이온 (수백 keV ~ 수 MeV)
- 3) 우주선 : 고 에너지 (> 100 MeV) 하전입자로 구성되어 있다.^[4]

보통 저궤도를 선회하는 위성은 자기장으로 연결된 반알렌대를 통과하며, 이 안에 갇혀 주기적인 운동으로 남극과 북극을 이동하는 하전입자에 의해 부품이 손상되고 수명이 단축되는 악 영향을 받고 있다. 그중 방사선에 의한 SEU (Single Event Upset) 등은 우주선에 탑재된 반도체 소자의 오동작 유발의 원인이 되고 있으며, 또한 항공기 제어용 반도체의 경우도 우주 방사선에 의한 오동작 유발로 국제적으로 항공우주 소자의 내방사선 규격이 점점 강화되고 있다.

본 연구에서는 고에너지 전자빔을 이용하여 저궤도 인공위성의 실리콘 태양전지(Silicon Solar Cell)의 표면에 광전 변환 효율의 변화를 측정하고 효율의 증가를 얻어낼 수 있는 에너지대를 찾고자 한다. 현재 연구가 진행중인 본 논문은 300 keV~1MeV급 전자빔 조사장치를 이용하여, 고에너지 전자를 실리콘 태양전지에 직접 조사해 표면의 변화와 각각의 파라미터들에 대한 값을 측정하고자 한다. 실리콘 태양전지를 실험 대상으로 선정하는 이유는 과학기술위성 1호 (STSAT1)에서의 태양 센서가 실리콘 태양 전지를 이용하였기 때문이다. 이러한 실험은 비단 태양 센서의 성능 저하를 이해하는데 도움을 줄 수 있을 뿐만 아니라, 인공위성에서 전력을 생산하기 위해서 사용하는 전력용 태양 전지의 방사능 영향을 이해하는 데도 많은 영향을 줄 수 있을 것으로 기대된다.

II. 실험 과정

1. 전자 빔 제어 장치

Fig 1에서 보이는 바와 같이 전자 빔 장치는 고전압 전원장치, 전자총, 진공챔버, 진공모터 제어장치, 진공측정장치, CCD 카메라, 시료위치 조절장치 등으로 구성되어 있다.

Fig 2는 실험 셋업(Set up)을 나타낸 것인데, 전자빔은 그림에서 보인 바와 같이 수직 방향으로 조사되도록 설계되었다. 본 실험은 300 KeV 전자빔 에너지로 조사 시간을 변화시켜 전자 빔 조사 전후의 결과 값에 대해 비교 분석하였다.

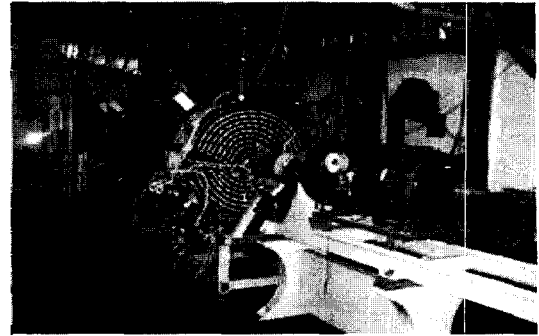


그림 1. 한국원자력연구원의 전자빔 조사 장치
Fig. 1. Electron beam accelerator at KAERI.

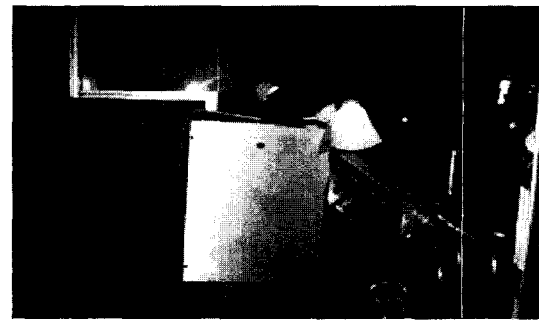


그림 2. 실험 셋업(Set-up)
Fig. 2. Set up of Experiment.

2. 실험 방법

실험방법은 우선적으로 실험 시작 후 전자 빔 조사를 위한 진공도(4.5×10^5 Torr) 확보를 위하여 진공모터를 시동 25분 후 측정 장치를 통하여 진공도를 확인하였다. 전자 빔 전압이 300 KeV에 이르면 전자 빔 전류는 4 mA를 유지하도록 설정 하였다.

한편 이번 실험에서 사용된 시료는 태양 전지(Solar

Reference Si Solar Cell



그림 3. 고 에너지 전자 빔 실험에 사용된 시료
Fig. 3. Solar Cell Sample Material using High energy electron beam.

Cell) 2개와 레퍼런스(Reference) 태양전지 1개를 사용하였으며 시간에 대한 시료의 오픈 써킷 전압(Open Circuit Voltage)과 숏 써킷 전류(Short Circuit Current)를 관찰하였다. 전자 빔은 태양 전지(Solar Cell) 1과 태양 전지(Solar Cell) 2에만 조사되도록 하였으며, 레퍼런스(Reference)로 사용한 태양 전지(Solar Cell)에는 조사되지 않도록 시료들을 Fig. 3에 표시한 것과 같이 배치하였다. 이 때 백열 전구를 이용하여 태양 전지에서는 기전력(Electromotive Force, EMF)이 발생하도록 하여 오픈 써킷 전압(Open Circuit Voltage)과 숏 써킷 전류(Short Circuit Current)에 대한 측정은 전자 빔 조사 장치를 끈 후 충분한 시간(약 5 분)이 경과한 후 측정하고 다시 전자 빔을 조사하는 방식으로 실험이 진행되었다.

III. 결과 및 고찰

최근 대부분의 인공위성은 태양 전지(Solar Cell)를 이용하여 위성에서 필요로 하는 전력을 생산한다. 태양 전지가 우주 방사능에 의해 성능이 저하된다는 사실은 이미 잘 알려져 있으며 위성을 설계 할 때 이러한 태양 전지의 성능 저하를 염두에 두고 설계를 진행한다. 그러나 실제 인공위성의 태양 전지가 우주에서 얼마나 성능이 저하되는지 정량적으로 분석하는 것은 쉽지 않다. 왜냐하면 인공위성은 최상의 전력 생산을 위해 궤도상에서 여러 가지 모드로 태양 전지를 운용하기 때문이다. 2003년 10월 발사된 과학기술위성 1호 (STSAT-1)의 경우에도 시간이 지남에 따라 태양 전지의 성능이 저하되는 것이 관측되기는 하였지만, 이것을 정량적으로 분석하기에는 위성의 자세, 소모 전력, 위성의 운용 모드, 온도 등 고려해야할 사항이 너무 많아 태양전지

가 어떻게 우주 방사능에 의해 성능이 저하되는지 파악하기 쉽지 않았다. 그러나 과학기술위성 1호에서는 태양 전지를 전력 생산용으로만 이용한 것이 아니라 센서로도 활용하고 있는데, 태양의 위치를 찾기 위해 Fine Analog Sun Sensor (FASS)와 Coarse Analog Sun Sensor (CASS)의 검출장치로 탑재되었다. 이 두 장치는 태양 전지의 숏 써킷 전류 (Short Circuit Current)를 관측하여 태양의 위치를 파악하는 장치로서 동작 원리가 간단하기 때문에 궤도상에서 시간에 대한 성능 감소 현상을 잘 관측할 수 있다. Fig 4.과 Fig 5는 과학기술위성 1호에서 관측한 FASS와 CASS의 Short Circuit Current를 전압으로 변환한 값이다. FASS와 CASS 값 모두 시간이 지남에 따라 같은 시간에 대해 여러 가지 출력 값을 갖는 것은 위성의 자세에 대한 영향이라고 생각되며, 최대(Peak) 값들이 시간에 의해 줄어드는 것은 우주 방사선에 의한 현상이라고 생각된다. 그림에서 보듯이 중간에 데이터가 빠진 것은 위성 운용 중에 데이터를 수신하지 못한 날이다. FASS와 CASS 모두 동일한 실리콘 태양전지(Silicon Solar Cell)를 사용하고 있는데, FASS는 알루미늄 상자에 장착되어 있는 반면, CASS는 그대로 우주 공간에 노출되어 있다. 따라서 CASS에서 관측된 값이 이번 실험을 통해 얻은 결과와 더 잘 일치할 것으로 생각된다.

Fig 6.은 전자빔 조사를 통해 얻은 실리콘태양전지(silicon solar cell)의 숏 써킷 전류(short circuit current)의 변화를 나타내고 있다. 실험의 정확성을 높이기 위해 두 개의 태양전지를 사용했으며, 태양전지에 대한 값이 서로 다른 것은 광원으로 사용한 백열 전구

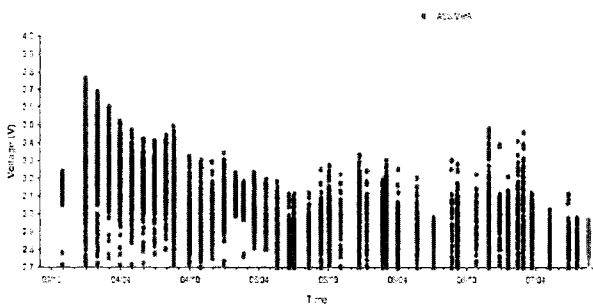


그림 4. 과학기술위성 1호에서 관측한 태양 센서(Fine Analog Sun Sensor)의 출력값 변화
Fig. 4. Variation of Fine Analog Sun Sensor (FASS) output value in STSAT-1.

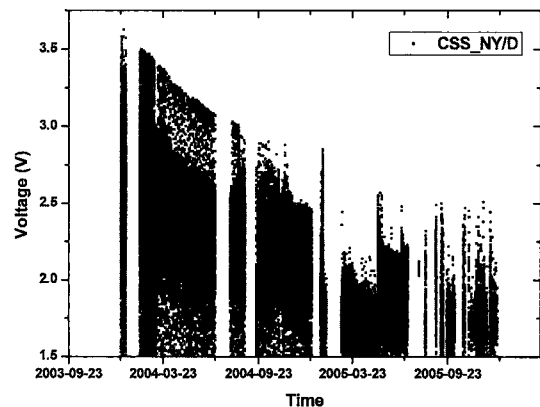


그림 5. 과학기술위성 1호에서 관측한 태양 센서(Coarse Analog Sun Sensor)의 출력값 변화
Fig. 5. STSAT-1 Coarse Analog Sun Sensor (CASS) output decay.

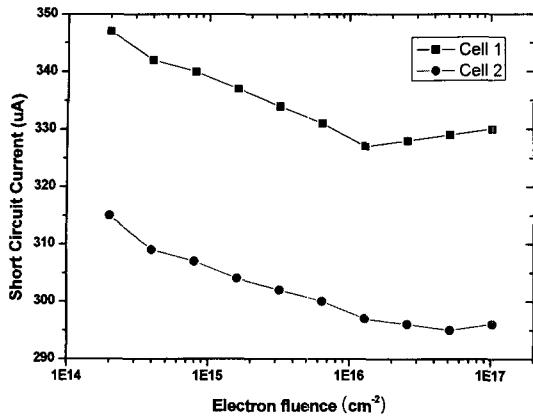


그림 6. 고에너지 전자빔 조사에 의한 태양 전지 쏘 씨킷 커런트의 변화

Fig. 6. Change of Short circuit current of solar cells by high energy electrons.

에 대한 위치가 조금씩 다르기 때문이다. 조사된 전자의 에너지는 300 keV를 사용하였다. Fig 6.에서는 전자의 조사량에 대해 쏘 씨킷 전류가 지수 함수적으로 감소하고 있음을 알 수 있다. 즉 이 실험은 위성의 초기 운용 기간 동안 태양 센서가 고에너지 전자에 의해 성능이 감쇠될 수 있음을 잘 보여 준다고 할 수 있다.

비교를 위해, 실제 과학기술위성 1호에 조사된 고에너지 전자의 양을 근사적으로 추정해 보았다. 미국 NOAA에서 발사한 NOAA-17 위성을 이용하여 하루 동안 저 궤도 위성에 피폭된 전자의 양을 계산해 보았다. NOAA-17 위성은 과학기술위성과 비슷한 궤도를 갖는 위성으로 이 위성에 탑재된 고에너지 검출 장치에서 관측된 전자 플럭스(flux)를 이용하면 하루 동안 어느 정도의 전자가 인공위성에 피폭되었는지 추정할 수 있다. Fig 7은 AE-8 모델을 이용하여 500 km 상공의 고에너지 전자의 분포를 나타내고 있다. 고에너지 전자들은 극지방이나, South Atlantic Anomaly (SAA)라고 불리는 지역에서 많은 양이 검출되었다. NOAA 위성에서 관측된 전자의 에너지는 75 keV 이상 되는 것으로 본 실험에서 사용한 300 keV 보다 작지만, 우주에서는 다양한 에너지를 갖는 전자들이 존재하며 300 keV 보다 큰 전자들은 적은 양의 전자에 대해 실험을 통해 얻은 결과 보다 큰 영향을 줄 것이다. NOAA-17 위성 데이터를 통해 추정해 볼 때 1년 동안 과학기술위성이 피폭되었을 것으로 예상되는 전자의 개수는 약 1.2×10^{15} 이었다. 이것을 Fig 6.에 나타낸 지상 실험 결과와 비교해보면 과학기술위성의 초기 운용 기간 동안 피폭된 고에너지 전자에 의해서도 태양 센서의 출력 값은 분명한

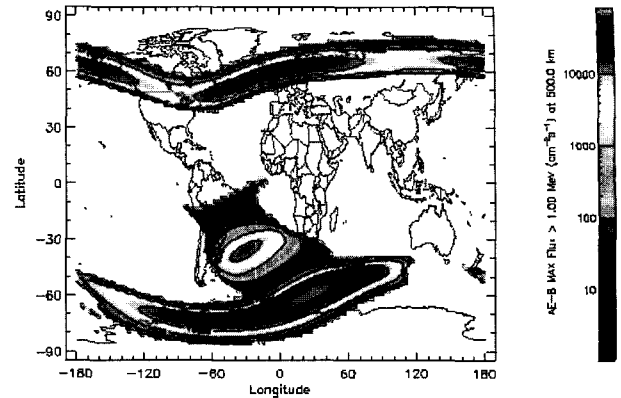


그림 7. AE-8 모델로 계산한 500 km 상공의 1MeV 전자 플럭스

Fig. 7. 1 MeV electron Flux calculated by AE-8.

감쇠현상을 나타낸다고 할 수 있다.

그러나 실제 인공위성에서 사용한 태양전지는 약 30 % 정도 출력값이 변했지만, 지상에서의 전자빔 실험을 통해서 약 10 %의 성능 감소 현상이 관측되었을 뿐이다. 이러한 이유에 대해 추론해 보면 첫째 우주에서는 이번 실험에서 사용한 300 keV 뿐만 아니라 다양한 에너지를 갖는 전자들이 조사되었을 것이다. 각 에너지에 대한 효과가 고려되어야 하는데 이번 실험에서는 이러한 에너지에 따른 효과가 고려되지 못했다. 앞으로 추가 실험을 통하여 보완되어야 할 부분이다. 그리고 태양전지는 전자뿐만 아니라 양성자 및 X 선에 의해서도 성능이 감쇠하는 것으로 알려져 있다. 우주에서 인공위성은 이러한 다양한 방사선 환경에 노출되어 있다. 마지막으로 생각해 볼 수 있는 요인으로서 우주는 고진공인 반면 지상 실험은 진공이 아닌 상태로 실험이 수행되었다. 따라서 아크 방전과 같이 진공 상태에서 잘 발생할 수 있는 요인들이 본 실험에서는 반영되었다고 할 수 없다.

그럼에도 불구하고 이번 전자빔 조사 실험의 의의는 순수 국내 기술로 개발된 과학기술위성 1호를 통해 인공위성 부품이 우주에서 어떻게 성능 변화를 보이는지 관측하였고, 지상에서의 방사선 실험을 통해 과학기술 위성이 운용되는 기간 동안 방사선에 의해 충분히 우주 부품의 성능 변화가 예상된다는 사실을 보인 것이라 할 수 있다.

IV. 결 론

본 실험의 목적은 과학기술위성 1호에서 관측한 태양 센서(Solar Cell) 성능 저하가 고에너지 전자에 의한

것인지, 혹은 다른 요인에 의한 것인지를 검증하는 것이었다. 실험 결과 전자 빔에 의해 태양 전지가 상당 부분 성능 감소를 보임을 확인할 수 있었다. 보통 태양전지는 우주 공간에 그대로 노출되기 때문에 고에너지 전자(Electron)나 양성자(Proton)에 의해 쉽게 영향을 받을 것으로 생각된다.

실험 결과 과학기술위성 1호에서 관측된 태양 센서의 성능 저하 현상은 고에너지 전자에 의해 발생할 수 있음을 확인하였다. 물론 이러한 실험 결과가 양성자와 같은 다른 요인에 의한 영향이라는 것을 완전히 배제할 수는 없지만, 적어도 우주 방사능이 직접적으로 인공위성 부품에 영향을 미칠 수 있으며 이러한 현상을 이해할 수 있는 길을 열었다는데, 본 연구의 의의가 있다고 본다.

우주용 태양전지의 내방사선 연구와 밀접한 관련이 있는 본 연구는 전자 빔 실험 시간을 충분히 늘려 태양전지의 효율 저하, 표면의 변화, 파괴 등의 추가적인 실험 등에 대하여 논할 예정이다.

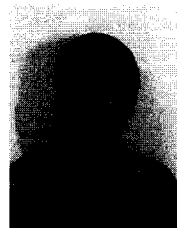
참 고 문 헌

[1] J H R. ENSIL, "Maximum Point Tracking A Cost Saving Necessity in Solar Energy systems", IEEE. PESC 90, pp 1073-1077, 1990
 [2] K. Heumann, W Wienhofer, "Optimization of Photovoltaic Solar Systems by Controlled DC-DC Converter under Consideration of Power-Output-Statistics", IPEC-Tokyo '83, pp 1049-1060, 1984
 [3] HY Tada, JR Carter Jr. BE. Anspaugh, RG Dowing, Solar Cell Radiation Handbook, 3rd Edition, JPL Publication 69-82, Rasadena, California, 1982.
 [4] 최병호, 하장호, "양성자 가속기와 산업" 동위원호 회보 Radioisotope journal, 제16권 제1호, pp 13-20, 2001

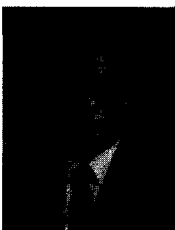
저 자 소 개



정 성 인(정회원)
 2006년~2008년 충남대학교
 박사과정.
 1992년~현재 한국과학기술원
 인공위성 연구센터
 선임연구원.
 <주관심분야 : 통신, 컴퓨터, 신호
 처리, 반도체>



이 재 진(정회원)
 2002년 한국과학기술원
 물리학과 박사.
 2006년~2007년 한국과학기술원
 인공위성 연구센터
 선임연구원.
 2008년 현재 한국천문연구원
 선임연구원



이 흥 호(정회원)
 1973년 서울대학교
 전기공학과 졸업.
 1979년~현재 충남대학교 교수
 <주관심분야 : 전력 및 자동화>