

저궤도 위성용 저정밀 태양센서 선행모델 및 인증모델 개발

김용복^{1†}, 조영준¹, 옹기력¹, 우형제²
¹한국항공우주연구원
²(주)세트렉아이

Development of Path finder Model and Qualified Model of Coarse Sun Sensor Assembly for Low Earth Orbit Satellite

Yong-Bok Kim^{1†}, Young-Jun Jo¹, Ki-Lyuk Yong¹, and Hyung-Je Woo²

¹Satellite Technology Division, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-333, Korea

²Space Programs, Satrec Initiative, Yuseong-gu, Daejeon 305-811, Korea

E-mail: yong1973@kari.re.kr

(Received October 21, 2008; Accepted November 20, 2008)

요 약

태양센서는 인공위성의 자세제어에 필수적인 센서로서, 위성으로 입사되는 태양 빛의 방향을 측정하거나 위성이 태양을 보지 못하는 상태에 있는지를 판단하기 위해서 사용되고 있다. 이 논문에서는 저궤도 인공위성용 저정밀 태양센서의 성공적인 개발을 위하여, 비행모델 저정밀 태양센서를 개발하기 전에 태양센서 선행모델과 인증모델의 개발 과정 및 결과를 보여준다. 태양센서의 개발은 제작 특성상 공정의 명확성, 정밀성 그리고 많은 제작 경험을 필요로 한다. 이 논문에서는 선행모델과 인증모델을 개발함으로써, 공정의 명확성 및 정밀성을 갖도록 보완하였다. 따라서, 성능 요구 조건을 만족하는 결과를 얻을 수 있었다.

Abstract

CSSA (Coarse Sun Sensor Assembly) is the essential sensor for satellite attitude control. CSSA measures the direction of the sun's rays and determines whether the satellite is in the ellipse. The paper shows the development process and test results of Path-finder & Qualified Model CSSA as the preceding development in order to develop the CSSA for low earth orbit satellite. We need the definite and precision procedure and lots of experience. This paper shows that we can improve those through the development of Path-finder and Qualified Model CSSA. Therefore, we can obtain the results to meet the functional requirement.

Keywords: coarse sun sensor assembly, satellite attitude control, path-finder model, qualified model, functional Test, vibration Test, thermal vacuum test

1. 서 론

저궤도 위성용 저정밀 태양센서의 성공적인 개발을 위하여, 제작 공정 능력을 검증하기 위하여 선행모델을 개발하며, 실험도상에서 맞이하게 될 환경 조건에서의 성능을 검증하기 위해서 인증모델에 대한 개발을 수행하였다.

[†]corresponding author

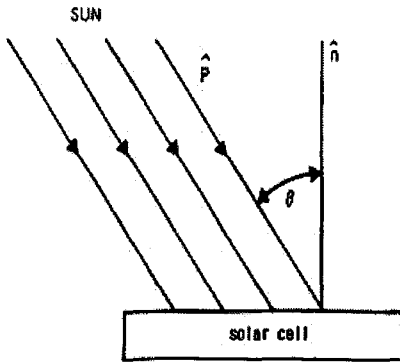


그림 1. 아날로그 태양센서.

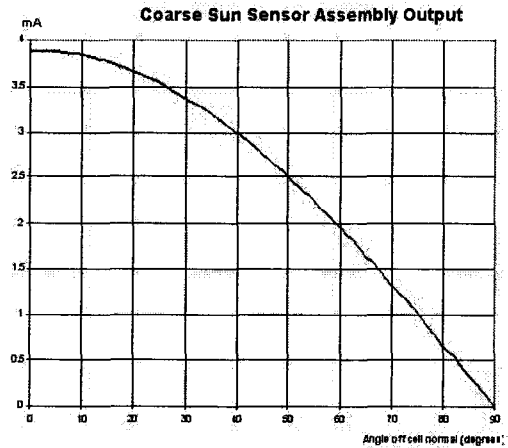


그림 2. 태양센서 각도별 출력전압.

이 논문에서 보여주는 아날로그 태양센서의 기본 원리는 태양 입사각에 대한 태양셀의 출력 전류값이 정현파를 형성한다. 그림 1에 보여주는 바와 같이, 표면에 대해서 수직방향으로 단위 표면적당(dA) 발생하는 에너지 흐름(Energy flux, E)은 식 (1)과 같다.

$$E = P \cdot \hat{n}dA \tag{1}$$

여기서, P는 포인팅벡터(Poyting Vector)로서 전자기 복사를 일으키는 에너지 흐름의 크기와 방향을 제공해준다. 그래서, 식 (2) 처럼, 태양셀에 들어온 에너지, 즉 출력 전류는 태양복사 입사각의 코사인에 비례하게 된다(Wertz 1978).

$$I(\theta) = I(0) \cos(\theta) \tag{2}$$

이 논문에서는 그림 2에서 보여주듯이 태양입사각에 대한 출력전류의 차이가 17% 이내를 만족 하면서 1도 정밀도를 가지는 태양센서 개발 과정 및 실험 결과를 보여준다(김용복 2008).

2. 태양센서 선행 모델 개발

2.1 태양센서 제작

태양센서는 그림 3에서 보여주듯이, 하드웨어는 크게 태양셀(B 셀)과 셀 커버를 포함한 감지부와 하우징으로 구성되어 있다. 선행모델 태양센서는 제작공정 및 성능 검증만을 하게 되므로, B 셀만을 부착하여 0.8AM0(Air Mass zero)에서 수행하였다. 그 제작공정은 표 1에서 보여준다.

2.2 기능 시험

2.2.1 기능 시험 환경

기능 시험장비는 센서 보정을 위한 정밀한 태양 빛 입사각 조절 및 데이터 기록상의 오류를 최소화하기 위해 PC에서 동작하는 제어 소프트웨어를 통해 센서를 장착한 회전 스테이지를 자동으로 구동시키고 센서로부터의 출력을 샘플링하여 PC로 전송해 자동으로 기록하도록 구성하였다. 기능 시

표 1. 제작 공정 절차.

번호	공정명
1	Sensor & Cover Glass Bonding
2	Housing 기계가공 & Passivation
3	Detector Assembly & Modified Housing Bonding
4	Detector Wire Soldering
5	Terminal Block & Modified Housing Bonding
6	Terminal Block & Detector Assembly Bonding
7	Conformal Coating
7	CSSA 제작 완료

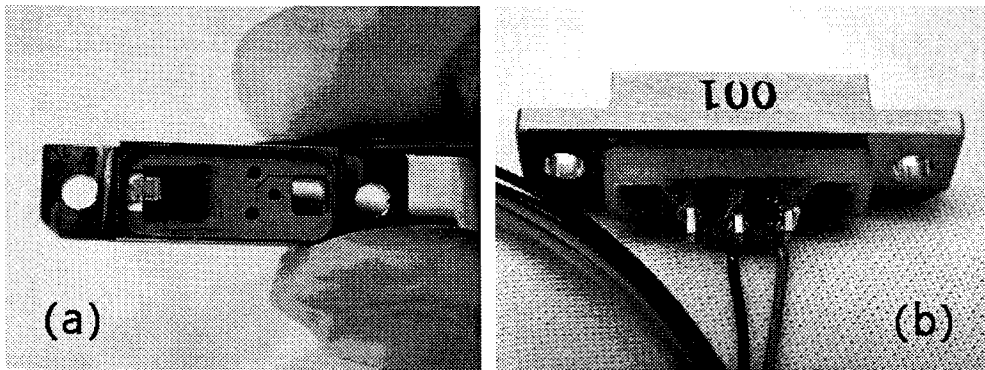


그림 3. (a) 태양센서 선행모델의 앞면, (b) 선행모델의 후면.

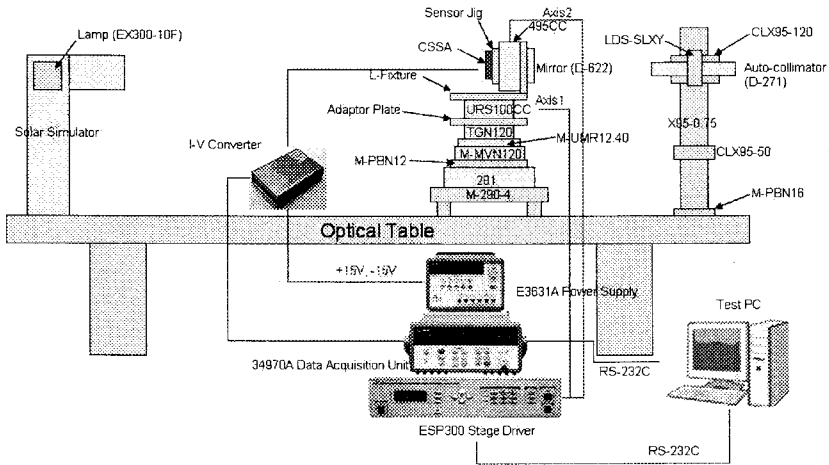


그림 4. 태양센서 기능 시험 환경 구성도.

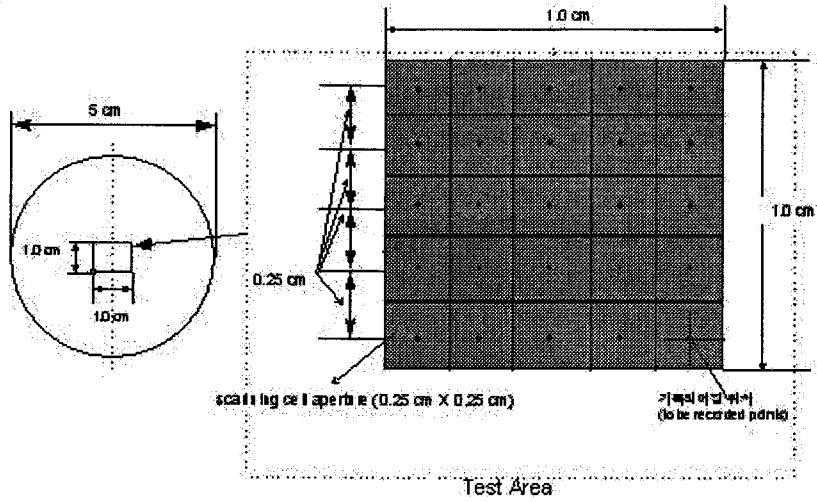


그림 5. 빔 균일성 측정 요구사항.

험장비의 구성은 그림 4에 나타나 있다.

2.2.2 기능 시험 절차

시험 장비는 암실을 보장할 수 있는 전용 청정실에 장착되었다. 청정도 요구사항은 일반적인 제작 및 시험 요구조건인 100,000 Class보다 엄격하게 요구되었는데 그 이유는 태양센서에 태양전지 셀과 같은 광학 부품이 포함되어 있기 때문이다.

기능시험은 크게 보정, 정렬 및 시험의 세 단계로 이루어진다. 보정에서는 우선 표준 셀을 사용하여 태양시물레이터의 빔 세기를 조절한다. 이 시험장비에 포함된 태양시물레이터에 사용된 제는 램프는 시간이 어느 정도 지나야 출력이 안정화되기 때문에 시험을 수행하기 1시간 전에 켜 놓아 빔이 안정화 된 이후 시물레이터를 보정하게 된다. 빔의 세기를 보정한 이후에는 센서가 위치할 지점의 빔 균일성을 측정하게 된다. 빔 균일성 측정은 그림 5에 나타난 바와 같이 센서가 놓이게 될 지역의 가로 세로 1cm 내에서의 빔 세기가 3% 이내의 오차 내에 들어오도록 위치를 조정하게 된다.

빔 균일성을 측정하기 위해 수평 및 수직 방향의 선형 스테이지를 조작하게 된다. 보정이 끝나면 태양시물레이터 빔과 센서가 수직이 되도록 정렬을 수행한다. 정렬을 위해서 정렬 망원경을 사용하는데 일반적인 오토콜리메이터를 사용하지 않고 망원경 기능이 있는 제품을 사용하는 이유는 태양시물레이터 빔을 직접 보아야 하기 때문이다. 우선 태양 시물레이터와 정렬 망원경간의 정렬을 맞추면 수직축 회전 스테이지에 정렬 거울을 장착하여 정렬 망원경과 센서 장착부 간의 정렬을 맞추면 태양시물레이터 빔과 센서간의 정렬이 완료된다. 정렬이 된 이후 수직 회전 스테이지에 센서를 장착하고 시험 소프트웨어를 사용하여 자동으로 센서 보정 시험을 수행하게 된다. 센서 보정 시험은 기본 방향과 90도 회전시킨 수직 방향에서 두 번 측정된다. 수직 방향의 측정을 위해 수직 회전 스테이지를 90도 회전시키게 된다(김용복 2008).

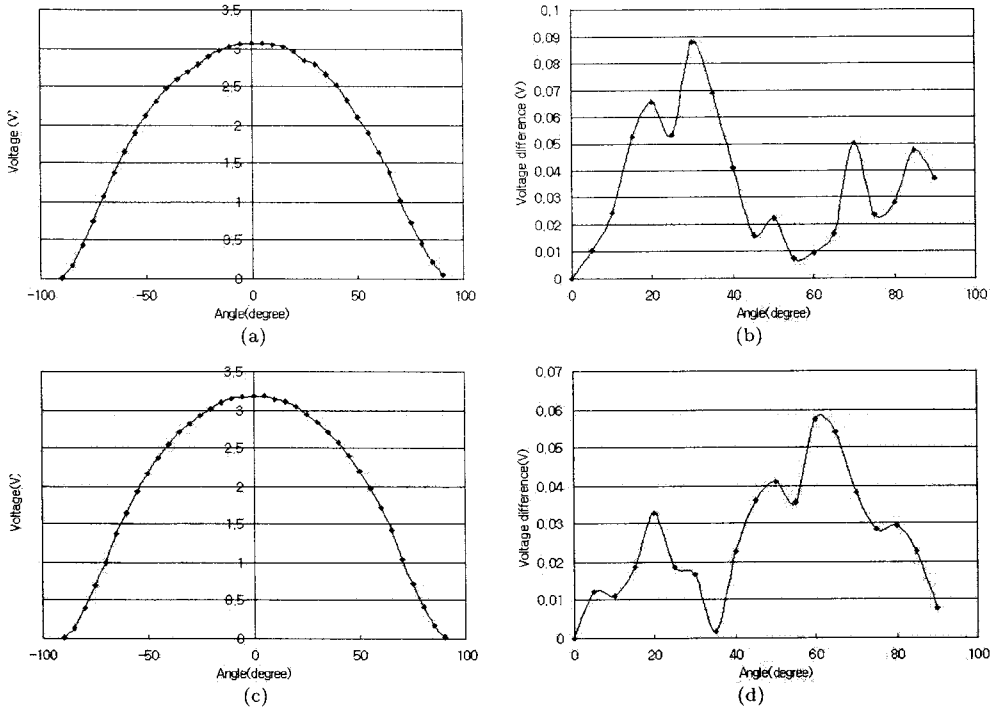


그림 6. (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

표 2. 태양센서 진동 시험 레벨.

Frequency (Hz)	Acceleration PSD (g^2/Hz)
20	0.05
100	0.7
1000	0.7
2000	0.18
Overall	31.79 grms

2.2.3 선행모델 태양센서 기능 시험 결과

그림 3a에 보는 바와 같이 B 셀만 장착하여 완벽한 암실 조건에서 -90도 ~ +90도를 수평방향과 수직방향으로 회전하면서 수행하며, 다른 극성의 같은 각도에서의 센서 출력 값 차이를 비교했을 때 그 값이 0.115(Volt) 이내를 만족하여야 한다.

그림 6a,b에 보면, B 셀의 수평방향으로 회전시키면서 측정한 출력전압과 다른 극성의 같은 각도에서의 센서 출력 값 차이가 0.1(Volt)을 넘지 않음을 보여준다. 또한 그림 6c,d에는 B 셀을 수직방향으로 회전시켰을 때의 결과를 보여주는데, 이 경우 또한 요구 조건을 만족함을 확인할 수 있다. 그럼으로, 선행모델 태양센서를 통해서 태양센서 제작 공정에 대한 검증은 성공적으로 이루어졌다.

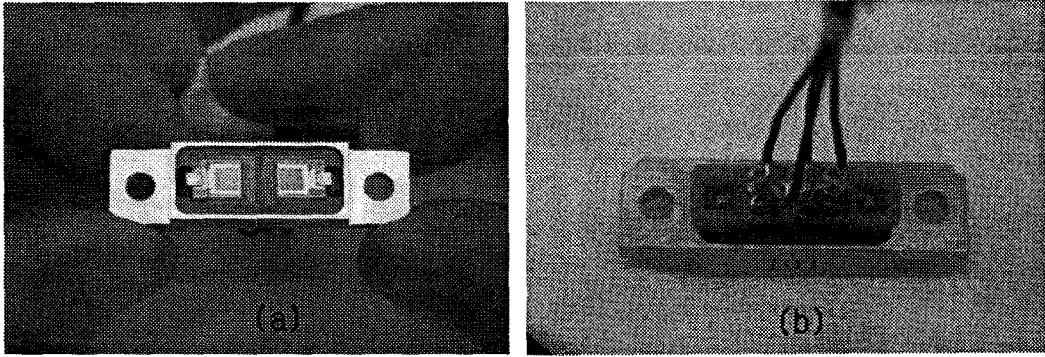


그림 7. (a) 태양센서 인증모델의 앞면, (b) 인증모델의 후면.

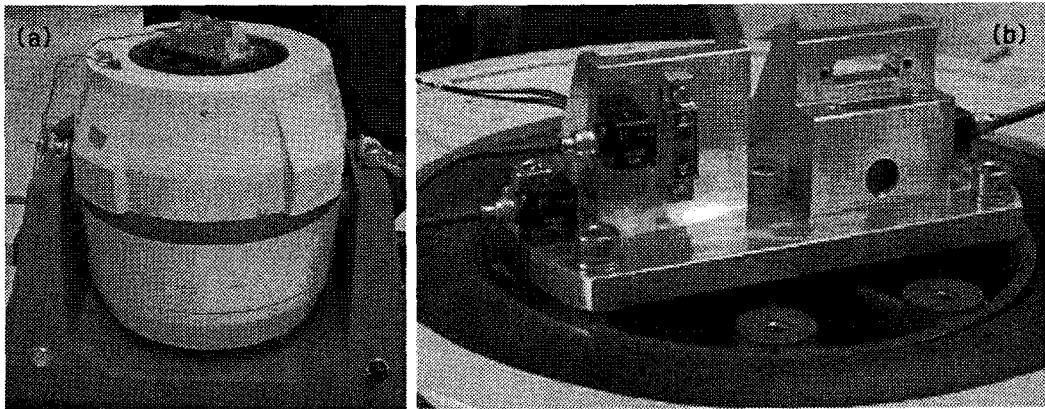


그림 8. (a) 태양센서 진동 시험장치, (b) 태양센서용 진동 시험 치구.

3. 태양센서 인증 모델 개발

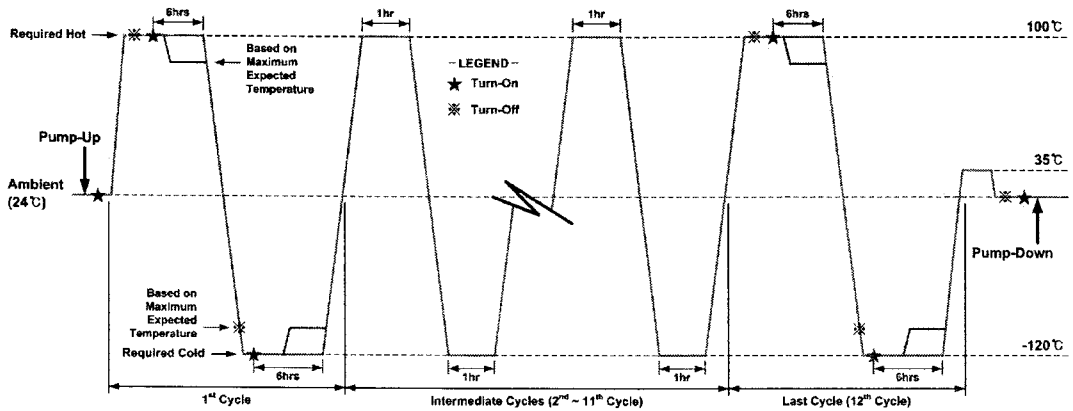
3.1 태양센서 인증 모델 시험

3.1.1 기능 시험

인증모델 태양센서의 성능 시험은 선행모델 태양센서의 경우와 같이 0.8AM0에서 수행되었다. 그러나 그림 7a에서 보여주듯이 인증모델의 경우는 선행모델과 달리 A 셀과 B 셀 모두 장착이 된 상태에서, 실제 궤도에서 맞이하게 될 환경조건에서의 환경시험도 수행되었다. 인증모델 태양센서 제작공정을 마친 후, 환경시험 전에 기능 시험이 수행되었다. 기능시험의 요구 조건은 선행모델 태양센서의 경우와 동일하다. 그림 12의 결과를 보면, B 셀의 경우 수평 방향과 수직 방향 모두의 경우에서 요구조건을 만족하는 결과를 보여주었다. 그러나 그림 11c,d에서 A 셀의 경우 수직 방향에서는 요구조건을 만족하지만, 그림 11a,b에서 수평 방향으로의 회전에서는 요구조건을 벗어남을 확인하였다. 그리고 기능시험을 통해서 A 셀의 수평 방향으로 1.15도 정도의 틀어짐을 확인하였다. 이런 분석과

표 3. 열진공 시험 조건.

온도&압력	제한조건
최대온도	100°
최저온도	-120°
온도속도	> 0.5°/Min
압력	110-5 Torr.



- Notes: 1. Operation is continuous except the component is turned off prior to cold and hot start
 2. To facilitate cool down, the component may also be turned off during cool down at temperatures below the minimum expected temperature

그림 9. 태양센서 열진공 시험 주기.

정을 수행하는 동안 인증모델 태양센서에 대한 환경시험으로 진동시험과 열 진공 시험을 모두 수행하였다. 그리고 각 환경시험 후 기능시험을 수행한 결과 환경시험 전 기능시험시의 결과와 유사한 특성의 결과를 보임을 확인하였다. 환경시험 후의 기능시험까지 마친 후, A 셀에 대한 이상 원인으로 기능시험에서의 정렬 오차를 줄이는 것과 시험 치구에서 내포할 수 있는 오차를 찾아보도록 하였다. 그에 따라 수행된 추가 검증 시험에서, 기능시험과 시험 치구에서의 오차는 무시할 정도임을 확인하였으나, 감지부와 하우징 사이의 본딩 상태가 불량하여 흔들리는 현상을 발견하게 되었다.

3.1.2 진동 시험

태양센서 진동시험은 가진 입력에 대한 출력 현상을 확인한다. 태양센서 자체의 이상 유무는 진동 시험 전과 후의 기능 시험을 통해서 확인한다.

인증모델 태양센서의 진동시험 조건은 31.79(grms)까지의 가진을 필요로 하며, 시험 환경은 그림 8a,b에 보였다. 또한, 자세한 진동 레벨은 표 2에 보였다(이창호 2007, 김진희 2008).

3.1.3 열진공 시험

태양센서 인증모델의 열진공 환경 조건은 -120° ~ +100° 사이의 8주기의 시험을 수행하였다. 열진공 시험 온도 변화에 따라 열진공 1st 주기와 마지막 12th 주기의 최고 온도와 최저 온도에서의 할로겐 전구를 이용하여 태양센서 반응 여부 기능 시험을 실시하여 시험실 환경에서의 기능 시험과

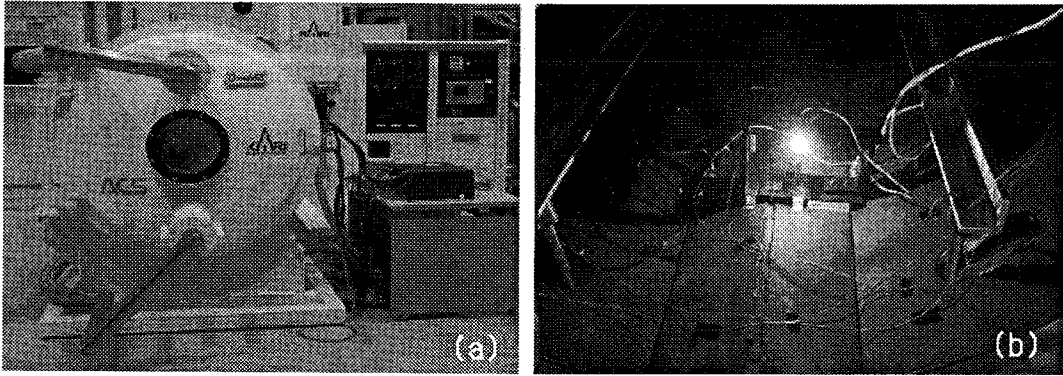


그림 10. (a) 열진공 챔버, (b) 열진공 시험 환경.

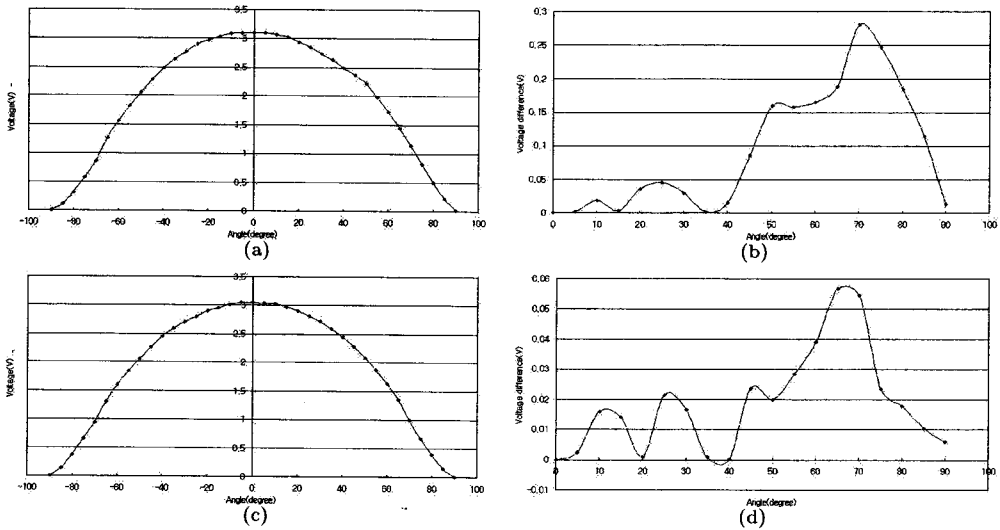


그림 11. 진동시험 전 기능 시험 결과(A Cell): (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

비교를 하게 된다. 태양센서 인증모델의 기능상 이상 유무는 열진공 시험 전과 후의 기능 시험을 통해서 상세히 확인할 수 있다.

표 3과 그림 9는 열진공 조건을 보여준다. 그리고, 그림 10은 열진공 시험 환경을 보여준다(이창호 2007, 김진희 2008).

3.2 태양센서 인증 모델 시험 결과

3.2.1 기능 시험 결과

환경시험 전, 후의 기능시험은 A 셀과 B 셀의 수평방향 회전시의 결과와 수직방향 회전시의 결

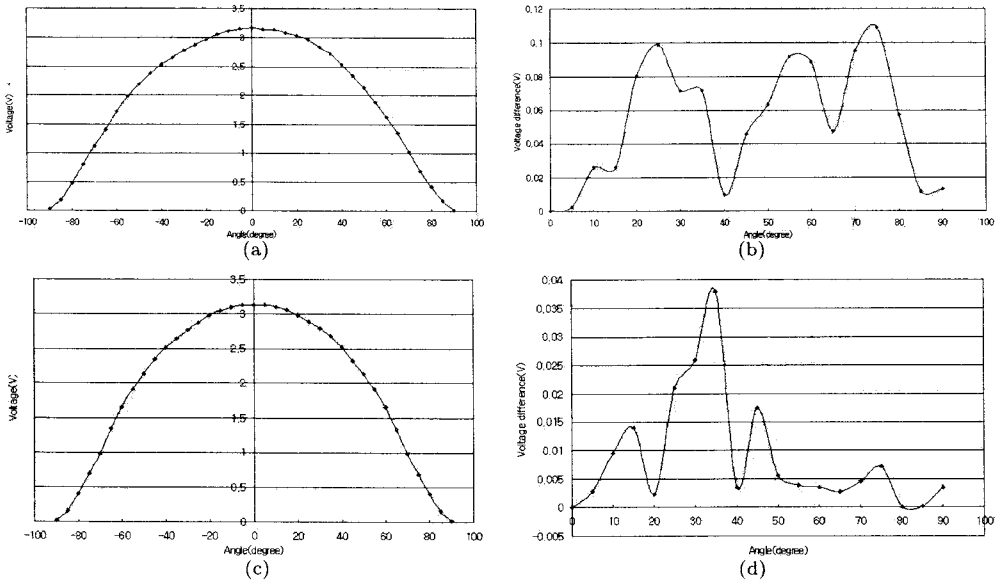


그림 12. 진동시험 전 기능 시험 결과(B Cell): (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

표 4. 각 축별 가한 진동 입출력 결과.

Axis	Input (grms)	Output (grms)
X	31.32	29.39
Y	31.34	31.68
Z	30.74	31.68

과를 차례로 보여준다. 환경시험 후에 가진 기능시험 결과는 환경시험 전의 기능시험 결과와 거의 동일한 결과를 보여준다

3.2.2 진동 시험 결과

태양센서 인증 모델에 대한 진동시험은 X, Y, Z축 각 축에 대해서 입력으로 가해진 힘에 대한 측정된 출력 값으로 정확한 가진이 되었는지 여부를 확인할 수 있다. 모든 축에 대한 입출력 결과는 표 4에 보였으며, X축 입출력 결과는 그림 15a,b에 자세히 보였다.

3.2.3 열진공 시험 결과

인증모델 태양센서의 열진공 시험은 규정된 온도 및 진공 조건 내에서 성공적으로 시험이 완료됨을 그림 16에서 확인할 수 있다. 열진공 1st 주기와 마지막 12th 주기의 최고 온도와 최저 온도에서의 할로겐 전구를 이용하여 태양센서 반응 여부 기능 시험을 실시하여 시험실 환경에서의 반응 여부 시험과 비교해서, 유사한 결과를 나타냄을 확인하였다.

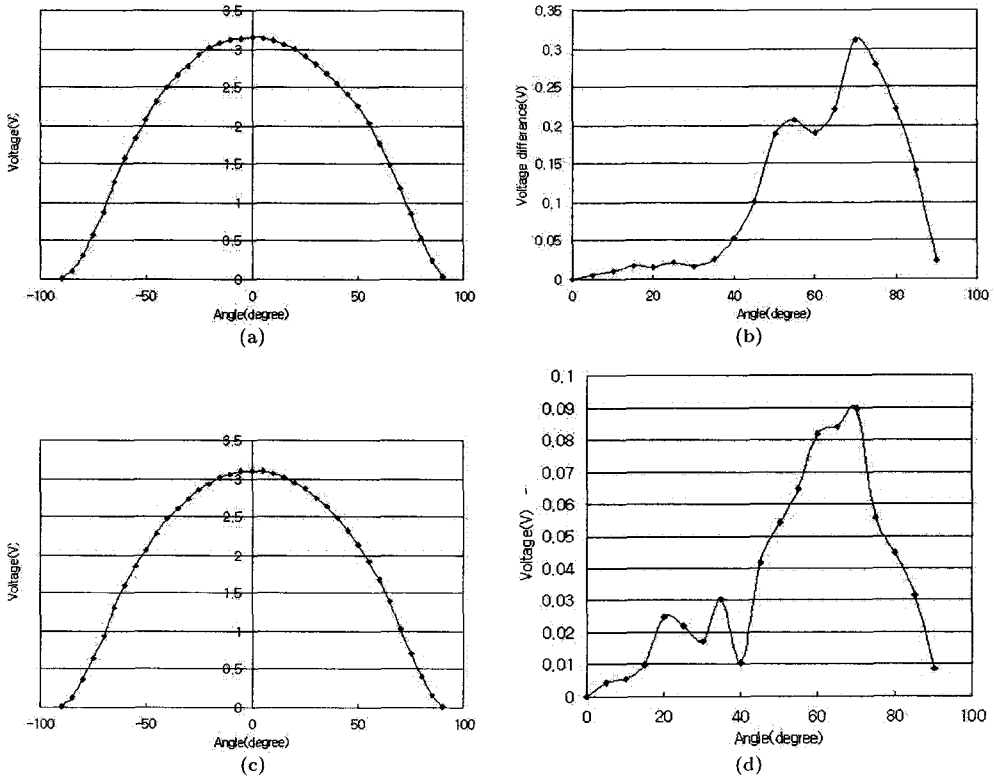


그림 13. 진동시험 후 기능 시험 결과(A Cell): (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

3.3 공정 개선을 통한 성능 향상

앞서 인증모델의 성능결과에서 보여주듯이 인증모델의 A Cell 을 수평으로 회전시에 측정되는 출력전압이 성능 요구조건을 만족 못하는 상황이 발생하였다. 그래서, 제작과정에서 부터 시험 결과 까지를 면밀히 분석한 결과, 인증모델 A 셀과 B 셀 본딩의 도포 면적이 다름을 확인하였고, 그로인 해 하우징과 태양셀이 완전히 부착되지 않았고, 본딩이 경화되는 과정 중에 태양셀이 들어질 수 있음 을 확인하였다. 그래서, 그림 18에서 보여주듯이, 조립절차서상에 하우징과 감지부 사이의 본딩 공 정에서 본딩 혼합재 위의 표피가 형성되기 전에 접합부위 본딩을 완결시켜야만 하며, 확실한 접착을 보증하기 위하여 그림 17과 비교해서 감지부 리드 방향으로 본딩 물질이 흘러나오도록 충분히 주입 을 해야 하며 이를 위해 주사기에 충분한 압력을 가하여 본딩을 함으로써, 공정을 개선하였다. 그리 고 공정 개선 후 기능 시험을 재 수행하였다. 그 결과 성능요구 조건을 만족시킴을 확인하였으며, 그 결과는 그림 19에서 보여준다.

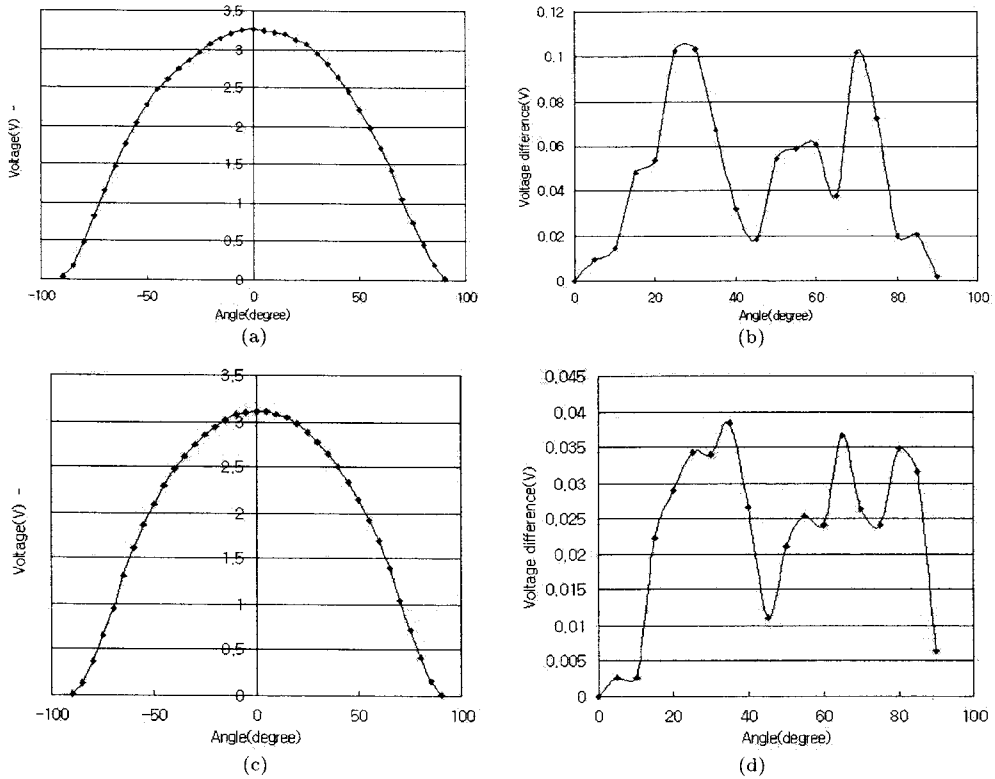


그림 14. 진동시험 후 기능 시험 결과(B Cell): (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

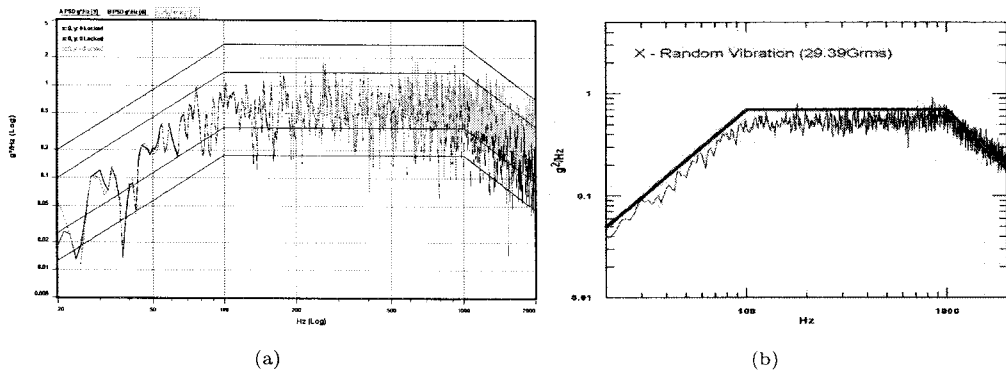


그림 15. (a) X축으로 가한 입력, (b) X축의 출력값.

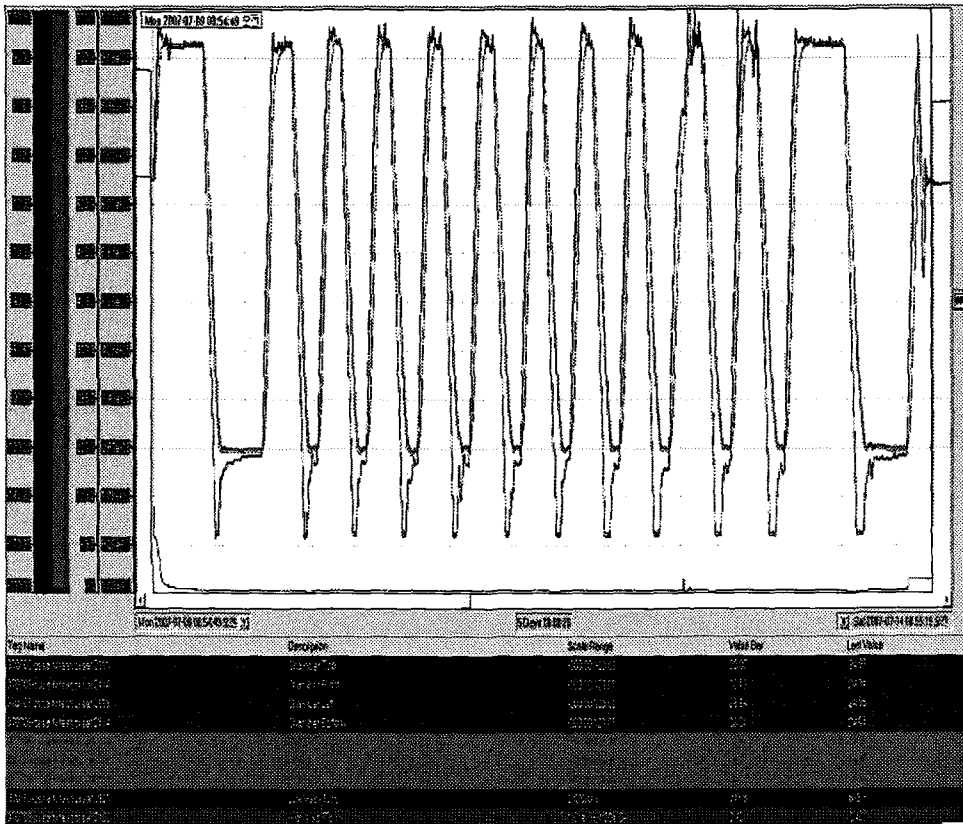


그림 16. 열진공 시험 결과.

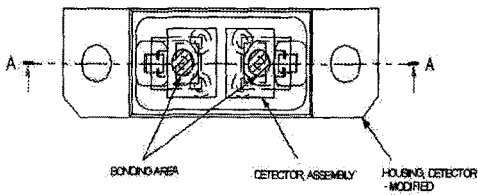


그림 17. 공정개선 전의 본딩 상태.

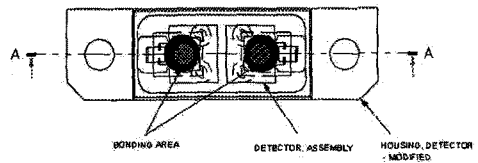


그림 18. 공정개선 후의 본딩 상태.

4. 결론

이 논문에서는 저궤도 인공위성용 태양센서 개발을 위하여, 선행모델과 인증모델 개발 결과를 보여준다. 제작 공정을 검증하기 위하여 선행모델을 제작하였고, 환경시험에 대한 검증을 하기위하여 인증모델을 개발하였다.

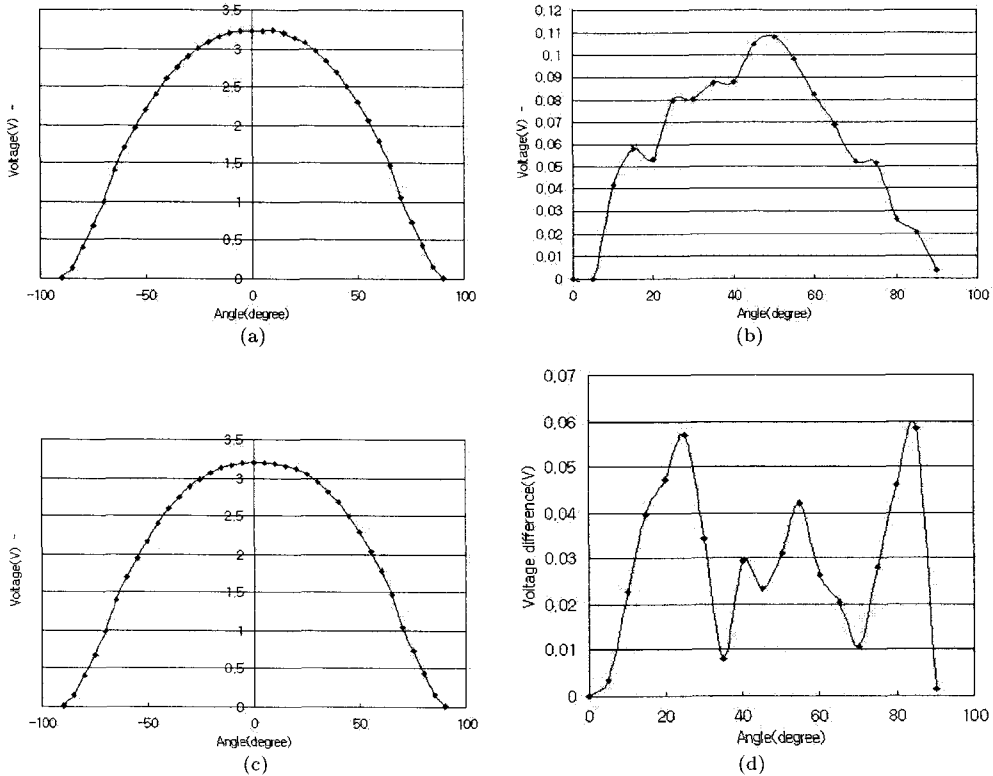


그림 19. 공정개선 후, 가능시험 결과(A Cell): (a) 각도별 출력전압(수평회전), (b) 각도 극성별 출력 전압차(수평회전), (c) 각도별 출력전압(수직회전), (d) 각도 극성별 출력 전압차(수직회전).

선행모델과 인증모델 태양센서를 개발하면서 성능 결과에 영향을 줄 수 있는 것으로는 여러 요인이 있을 수 있다. 그 중에서 태양셀 자체의 문제, 제작 공정상의 오류, 태양 시뮬레이터의 출력 흔들림 정도, 시험환경에서의 각종 치구의 정렬 문제 등 많은 원인들이 내재될 수 있다. 이 논문에서는 시험 결과에서 보여주는 바와 같이, 선행모델 태양센서와 인증모델 B 셀의 경우는 성능요구 조건을 만족하는 결과를 얻었으나, 인증모델 태양센서 A 셀의 경우에는 제작 공정상에서 하우징과 감지부 사이의 본딩 공정을 개선함으로써, 성능 요구 조건을 만족하는 결과를 얻을 수 있었다. 이는 제작 과정에서 많은 경험과 정확성이 요구됨을 보여준다. 향후 태양센서 비행 모델의 개발에서는 개선된 공정 절차에 따라 제작이 이루어질 예정이다.

참고문헌

김용복 2008, 한국항공우주연구원 기술 문서 (Equipment Specification for Coarse Sun Sensor Assembly), K5-SP-450-007
 김진희 2008, 한국항공우주연구원 기술 문서 (Component Environmental Design and Test Specifi-

cation), K5-SP-320-0003

이창호 2007, 한국항공우주연구원 기술 문서 (Product Assurance Requirements For Korean Industries), K5-D0-800-002

Wertz, J. R. 1978, Spacecraft Attitude Determination and Control (Boston: Kluwer Academic Publishers), pp.155-161, pp.217-230