

저궤도 위성용 저정밀 태양센서 비행모델 개발

김용복*, 이춘우**, 용기력***

Development of Flight Model of Coarse Sun Sensor Assembly for
Low Earth Orbit Satellite

Yong-Bok Kim*, Chun-Woo Lee**, Ki-Lyok Yong***

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 eclipse or not. The paper shows the development process and test results of CSSA flight model for low earth orbit satellite. After analyzing the functional test results, we can make a decision whether the unit meets the requirements. We need the definite and precision procedure and lots of experience. We could improve those through the development of Qualified Model for CSSA and so obtain the results to meet the functional requirement at the Flight model.

초 록

저정밀 태양센서는 인공위성의 자세제어에 필수적인 센서로서, 위성으로 입사되는 태양 빛의 방향을 측정하거나 위성이 태양을 보지 못하는 상태에 있는지를 판단하기 위해서 사용되고 있다. 즉, 태양전지판의 모서리에 장착이 되어 있어서 4개의 저정밀 태양센서에서 측정되는 빛의 세기에 따라, 톨축과 요축의 자세 정보를 얻을 수 있으며, 태양전지판면에 1개의 저정밀 태양센서가 장착되어 있어서 태양 존재 여부를 확인할 수 있다. 본 논문에서는 저궤도 인공위성용 저정밀 태양센서의 개발 과정 및 결과를 보여준다. 태양센서의 개발은 제작완료 후, 환경시험 전과 후에 수행되는 기능 시험 결과를 분석하여 성능 만족여부를 결정하게 된다. 이러한 태양센서의 개발은 제작 특성상 공정의 명확성, 정밀성 그리고 많은 제작 경험을 필요로 한다. 그래서, 인증모델의 선행 개발을 통해서 공정의 정밀도를 높였으며, 그로인해 저정밀 태양센서 비행모델은 성능 요구 조건을 만족하는 결과를 얻을 수 있었다.

키워드 : 저정밀 태양센서(CSSA), 인공위성(Satellite), 자세제어계(Attitude and Orbit Control System), 비행모델(Flight Model), 기능시험(Functional Test), 환경시험(Environmental Test)

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 4일, 2차 : 2010년 6월 15일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 위성제어팀/yong1973@kari.re.kr ** 위성구조팀/lcw@kari.re.kr ***위성제어팀/klyong@kari.re.kr

1. 서 론

아날로그 태양센서의 기본 원리는 태양 입사각에 대한 태양 셀의 출력 전류 값이 정현파를 형성한다. 그림1에 보여주는 바와 같이, 표면에 대해서 수직방향으로 단위 표면적당 발생하는 에너지 흐름(Energy flux, E)는 식 (1)과 같다.

$$E = P \cdot \hat{n} dA \quad (1)$$

여기서, P 는 포인팅벡터(Pointing Vector)로서 전자기 복사를 일으키는 에너지 흐름의 크기와 방향을 제공해준다. 그래서 식(2)처럼 태양 셀에 들어온 에너지, 즉 출력 전류는 태양복사 입사각의 코사인에 비례하게 된다 (Wertz 1978).

$$I(\theta) = I(0) \cos(\theta) \quad (2)$$

또한, 태양센서 비행모델은 그림 2에서 보여주듯이 태양입사각에 대한 출력전류의 차이가 17% 이내를 만족하면서 1도 정밀도를 가져야 한다 (김용복 2008).

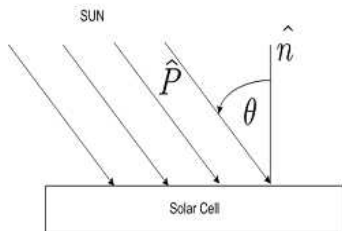


그림 1. 아날로그 태양센서

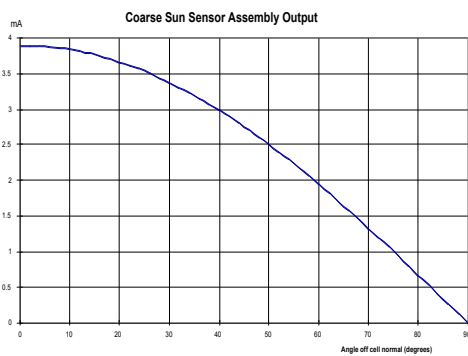


그림 2. 태양센서 각도별 출력전압

2. 태양센서 비행 모델 개발

2.1 태양센서 제작

태양센서는 그림 3에서 보여주듯이, 하드웨어는 두 개의 태양 셀(A, B셀)과 셀 커버를 포함한 감지부와 하우징으로 구성되어 있다. 그 제작공정은 표 1에서 보여준다.

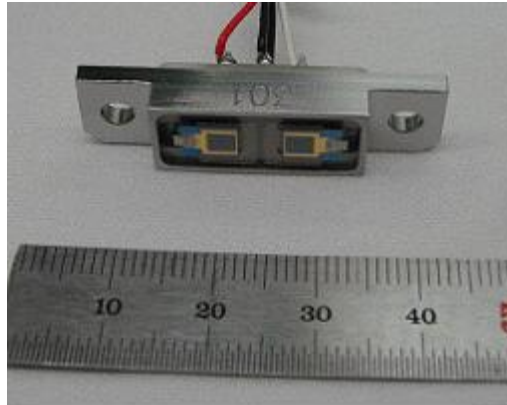


그림 3. 저정밀 태양센서 형상

표 1. 제작 공정 절차

No	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 Terminal Block & Detector Assembly Bonding Terminal Wire Soldering
6	Conformal Coating
7	CSSA 제작 완료

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 컴퓨터에서 동작하는 제어 소프트웨어를 통해 센서를 장착한 회전 스테이지를 자동으로 구동시키고 센서로부터의 출력을 샘플링하여 컴퓨터로 전송해 자동으로 기록하도록 구성하였다. 기능 시험장비의 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 조절하여 0.8AM0(Air Mass zero)로 맞춘다. 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 태양 시물레이터 빔을 직접 보아야 하기 때문이다. 우선 태양 시물레이터와 정렬 망원경간의 정렬을 맞춘 후 수직축 회전 스테이지에 정렬 거울을 장착하여 정렬 망원경과 센서 장착부 간의 정렬을 맞추면 태양 시물레이터 빔과 센서간의 정렬이 완료된다. 정렬이 된 이후 수직 회전 스테이지에 센서를 장착하고 시험 소프트웨어를 사

용하여 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).

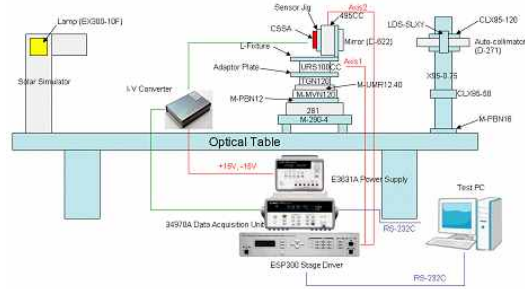


그림 4. 태양센서 기능 시험 환경 구성도

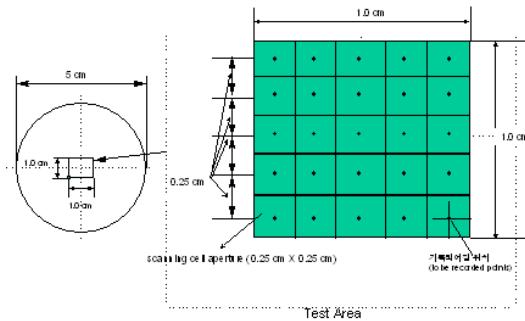


그림 5. 빔 균일성 측정 요구사항

2.2.3 기능 시험 결과

저정밀 태양센서 비행모델의 기능시험은 환경시험 (진동시험과 열진공시험) 전후하여 세번 수행된다. 기능시험은 완벽한 암실 조건에서 -90도에서 +90도로 수평방향과 수직방향으로 회전하면서 수행하며, 1도 정밀도를 가지는 저정밀 태양센서 기능시험의 요구조건은 다른 극성의 같은 각도에서의 센서 출력 값 차이를 비교했을 때 그 값이 본 개발에 사용된 셀 특성을 고려하여 0.115(Volt) 이내를 만족하여야 한다. 그림 6.(a)와 그림 6.(b)에서 보면, 태양센서#1의 A 셀의 수평방향과 수직방향으로 회전시키면서 측정된 출력전압을 보여준다. 또한 그림6.(c)와 그림6.(d)

는 태양센서#1의 B셀의 수평방향과 수직방향으로 회전시키면서 측정된 출력전압을 보여주고 있다. 그리고, 그림7은 A셀과 B셀을 수직방향과 수평방향으로 회전시켰을 때, 다른 극성의 같은 각도에서의 센서 출력 값 차이를 보여준다. 태양센서#1의 A셀 B셀 모두 요구조건을 만족함을 확인할 수 있다. 그림6과 그림7에서는 태양센서#1에 대한 세번의 기능 시험 결과를 함께 보여주고 있으며, 세번의 시험 결과가 큰 차이를 보이지 않음을 확인할 수 있다. 그림8~그림19는 태양센서 #2~태양센서#6에 대한 성능 시험 결과를 보여주고 있는데, 개발한 태양센서 비행모델은 모두 성능 요구조건을 만족함을 알 수 있다. 위성에 사용될 저정밀 태양센서의 수량은 5기이나, 개발과정에서 대응할 수 있는 수량으로 1기를 추가로 개발하였다.

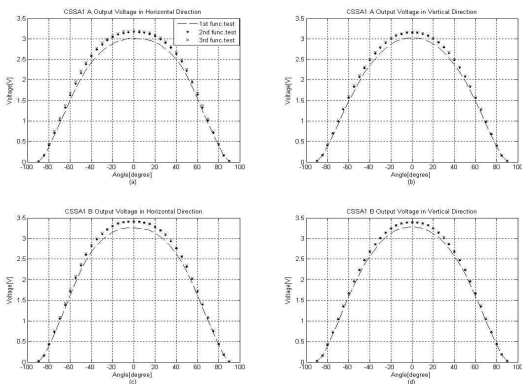


그림 6. 각도별 출력전압 (CSSA#1) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

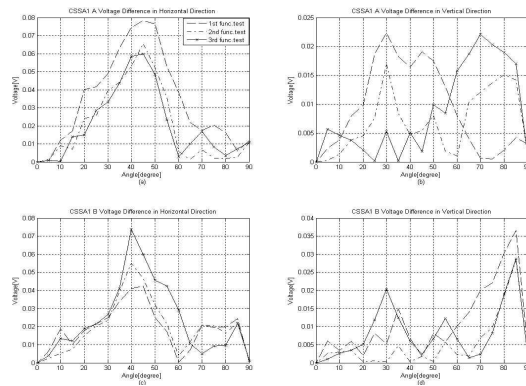


그림 7. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#1):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

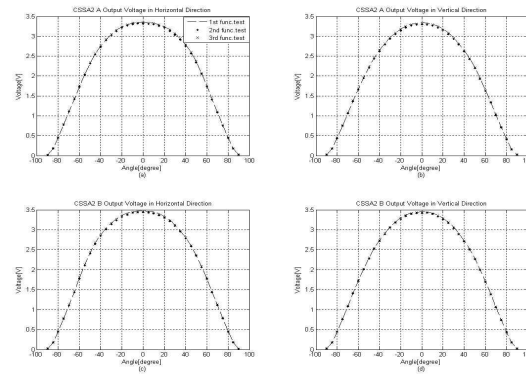


그림 8. 각도별 출력전압 (CSSA#2) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

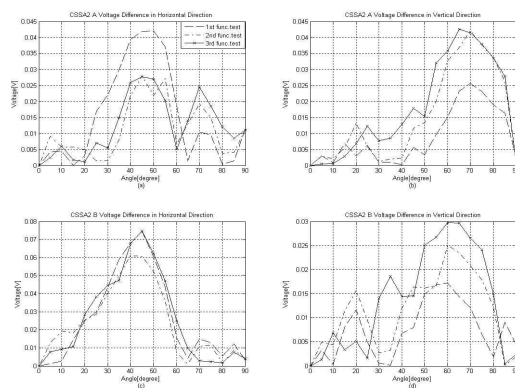


그림 9. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#2):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

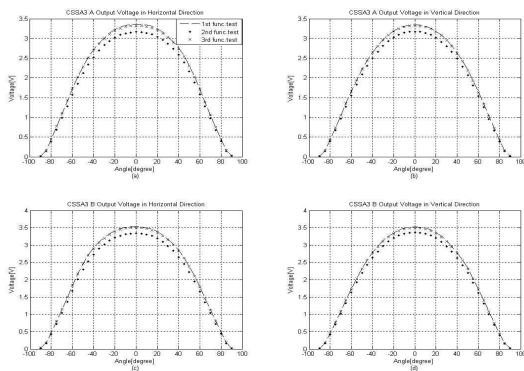


그림 10. 각도별 출력전압 (CSSA#3) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

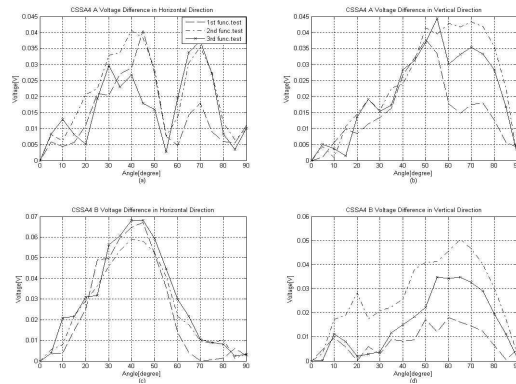


그림 13. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#4):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

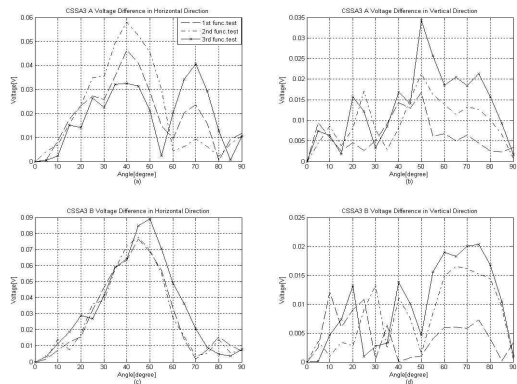


그림 11. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#3):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

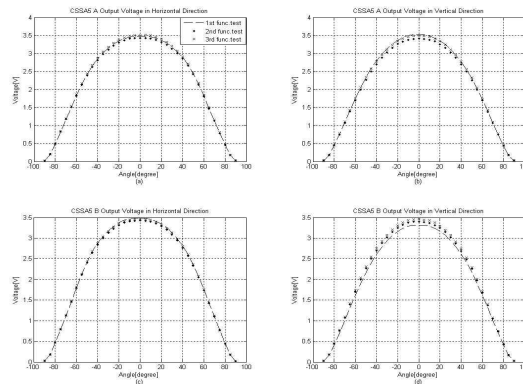


그림 14. 각도별 출력전압 (CSSA#5) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

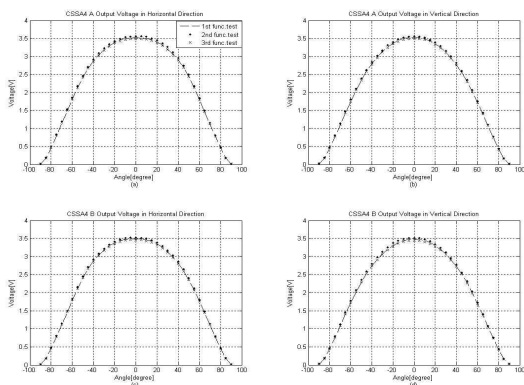


그림 12. 각도별 출력전압 (CSSA#4) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

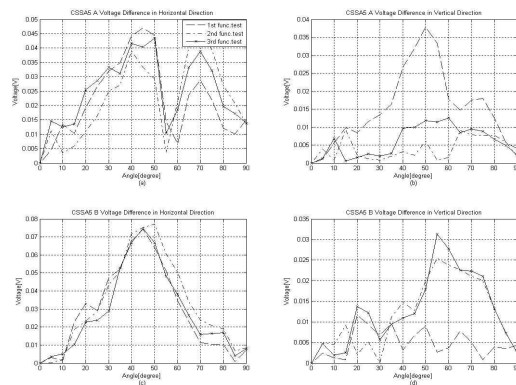


그림 15. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#5):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

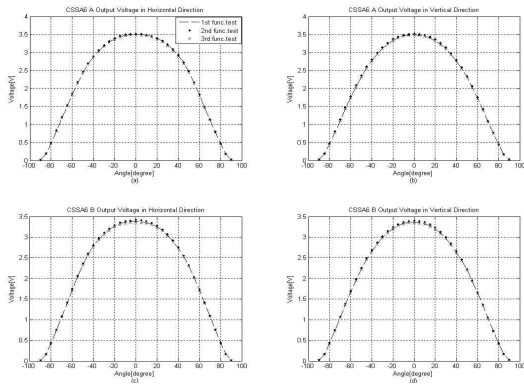


그림 16. 각도별 출력전압 (CSSA#6) : (a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

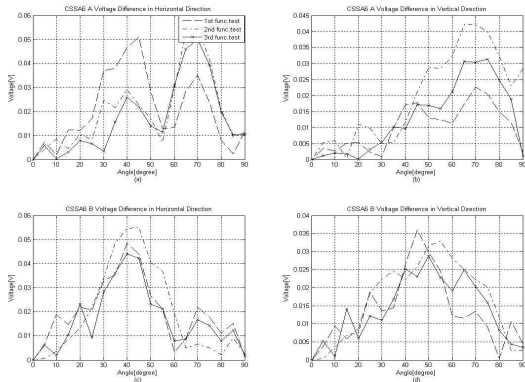


그림 17. 각도 극성별 출력전압차 (CSSA#6):(a)A셀 수평회전, (b)A셀 수직회전, (c)B셀 수평회전, (d)B셀 수직회전

2.3 환경 시험

2.3.1 진동 시험

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

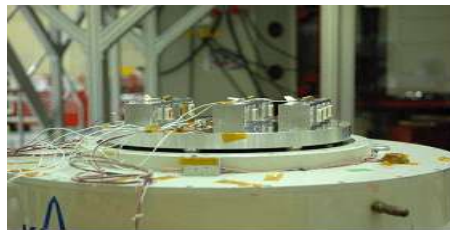
2.3.1.1 진동 시험 환경

저정밀 태양센서 비행모델의 진동시험 조건은 최대22.5(grms) 가진을 필요로 하며, 자세한 진동 레

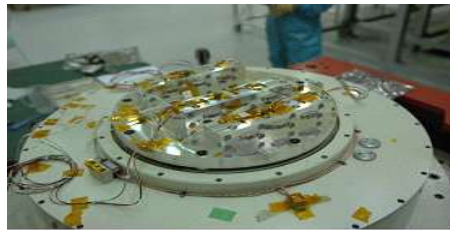
벨은 표 2에서 보여준다(김진희 2008),(이창호 2007). 시험 환경은 그림 18에서 보여주듯이, 측정 가속도계는 3축 가속도계로 총6개 사용되었으며 장착 방향은 대상물의 좌표축과 동일하다.

표 2. 저정밀 태양센서 진동시험 레벨

Frequency (Hz)	Acceleration PSD (g ² /Hz)
20	0.025
100	0.35
1000	0.35
2000	0.09
Overall	22.5 grms



(a) X 축



(b) Y 축



(c) Z 축

그림 18. 시험 설치 형상 : (a)X축,(b)Y축,(c)Z축

2.3.1.2 진동 시험 결과

저정밀 태양센서 비행모델에 대한 진동시험은 X, Y, Z 축 각 축에 대해서 입력으로 가진한 힘에 대한 측정된 출력 값으로 정확한 가진이 되었는지 여부를 확인할 수 있다. 모든 축에 대한 입출력 결과는 표 3에서 보여주며, 각 축 입출력 결과는 그림19에서 자세히 보여준다.

표 3. 태양센서 진동 시험 입출력 결과

Axis	Input (grms)	Output (grms)
X	22.48	22.82
Y	22.48	22.83
Z	22.48	22.88

2.3.2 열진공 시험

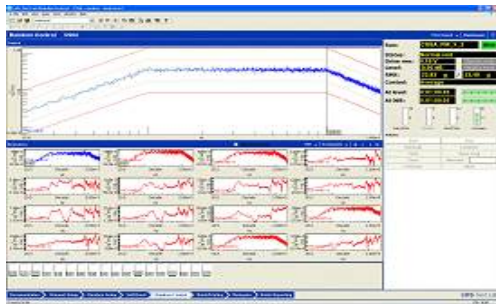
저정밀 태양센서 비행모델의 열진공 환경 조건은 -115° ~ +95° 사이의 12 주기의 시험을 수행하였다. 열진공 시험 온도 변화에 따라 열진공 1st 주기와 마지막 12th 주기의 최고 온도와 최저 온도에서의 할로겐 전구를 이용하여 태양센서 반응 여부 기능 시험을 실시하여 시험실 환경에서의 기능 시험과 비교를 하게 된다. 저정밀 태양센서 비행모델의 기능상 이상 유무는 열진공 시험 전과 후의 기능 시험을 통해서 상세히 확인할 수 있다.

2.3.2.1 열진공 시험 환경

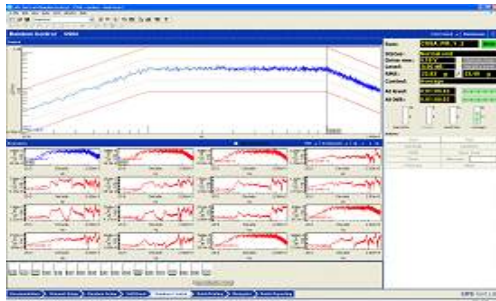
표 4와 그림 20는 열진공 시험 조건을 보여준다. 그리고, 그림21은 열진공 시험 환경을 보여준다. (김진희,2008),(이창호,2007)

표4. 열진공 시험 조건

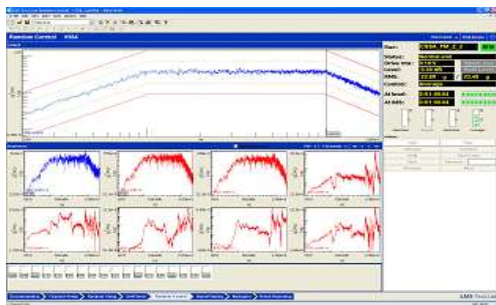
Temperature (Operating Range)	Max	95°
	Min	-115°
Thermal Rate		>0.5°/Min
Pressure Torr		1.0*10 ⁻⁵ Torr.



(a) X축



(b) Y축



(c) Z축

그림 19. 진동시험 결과 : (a)X축,(b)Y축,(c)Z축

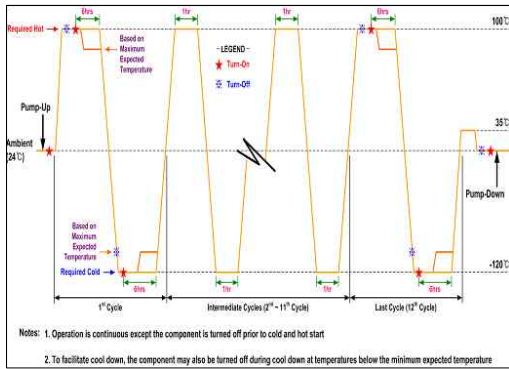


그림 20. 태양센서 열진공 시험 주기

2.3.2.2 열진공 시험 결과

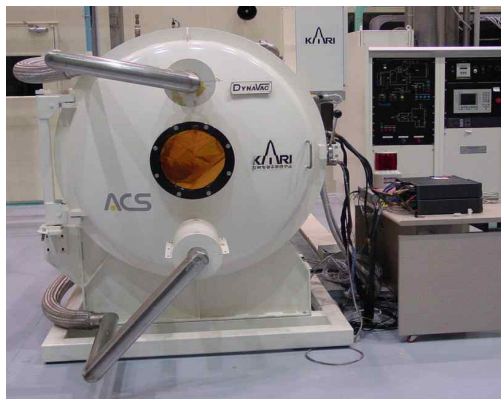
저정밀 태양센서 비행모델의 열진공 시험은 규정된 온도 및 진공 조건 내에서 성공적으로 시험이 완료됨을 그림 22에서 확인할 수 있다. 열진공 1st 주기와 마지막 12th 주기의 최고 온도와 최저 온도에서의 할로겐 전구를 이용하여 태양센서 반응 여부 기능 시험을 실시하여 시험실 환경에서의 반응 여부 시험과 비교해서, 유사한 결과를 나타냄을 확인하였다.

3. 결론

본 논문에서는 저궤도 인공위성용 저정밀 태양센서 비행모델 개발 결과를 보여준다. 제작 공정 및 환경 시험에 대한 검증을 하기 위하여 인증모델을 선행 개발하였다. 그로인해, 태양센서를 개발하면서 성능 결과에 영향을 줄 수 있는 여러 요인들의 영향을 최소화할 수 있었다. 본 논문에서는 기능시험 및 환경 시험 결과에서 보여주는 바와 같이, 비행모델 태양센서는 성능 요구 조건을 만족하는 결과를 얻었음을 보여준다.

참고 문헌

1. 김용복, 한국항공우주연구원 기술문서(Equipment Specification for Coarse Sun Sensor Assembly), K5-SP-450-007, 2008.
2. 김진희, 한국항공우주연구원 기술문서(Component Environmental Design and Test Specification), K5-SP-320-003, 2008.
3. 이창호, 한국항공우주연구원 기술문서(Product Assurance Requirements for Korean Industries), K5-D0-800-002, 2007.
4. 김용복, “태양센서 인증모델 개발”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회, p.1016, 2008
5. James R.Werts, Spacecraft Attitude Determination and Control, KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS, p.155-161, p.217-230,1978.



(a)



(b)

그림 21. 열진공 시험환경 : (a)열진공 챔버, (b)태양센서 열진공 시험 환경