

피라미드형 2축 아날로그 태양센서의 개발

이성호[†], 이현우, 남명룡, 박동조
한국과학기술원 인공위성연구센터

DEVELOPMENT OF PYRAMIDAL TYPE 2-AXES ANALOG SUN SENSOR

Sungho Rhee[†], Hyunwoo Lee, Myungryoung Nam, Dongjo Park
Satellite Technology Research Center, KAIST
E-mail: shrhee@satrec.kaist.ac.kr

(Received October 04, 2000; Accepted October 30, 2000)

요 약

과학위성 1호 (KAISTSAT-4)에 사용될 피라미드 구조의 2축 아날로그 태양센서 (PSS: Pyramidal type 2-axes Analog Sun Sensor)는 소형, 경량, 저전력이면서 소형 인공위성의 자세 제어용 센서 (sensor)로 적합하다. PSS는 피라미드형 구조체, 태양전지소자, 증폭기로 구성되어 있다. 피라미드형 구조체는 2축을 감지하기에 적합하고 태양전지소자는 결정 실리콘으로 만들어졌으며, 수광 면은 직사각형 모양으로 되어있다. PSS는 태양으로부터 방사되는 태양광선이 센서의 감지면으로 조사될 때 광선의 입사각도를 측정하는 센서로서, 주로 초기 인공위성자세측정 및 태양빛에 민감한 탑재체의 경고신호를 주는데 사용된다. 본 논문에서는 field of view (FOV)가 $\pm 50^\circ$, 정밀도가 $\pm 3^\circ$ 이하의 PSS 구조 및 특성시험 결과 등에 대해 설명하고 있다.

ABSTRACT

PSS (Pyramidal type 2-axes Analog Sun Sensor) which will be used for KAISTSAT-4 is designed to be small, light, low in power consumption, and adequate for small satellite attitude sensor. The PSS for the KAISTSAT-4 consists of the pyramidal structure, solar cells and amplifier. The pyramidal structure is suitable for the 2-axes sensing, Solar cells are made up of a rectangular shape of crystal silicon. The PSS measures the angle of incident light and initial satellite attitude measurement, and provides an alarm for the sunlight-sensitive payloads. This paper explains the PSS structure and the characteristic test result about the PSS with $\pm 50^\circ$ in FOV, less than $\pm 3^\circ$ in accuracy.

Key words: satellite, instrumentation

[†]corresponding author

LIST OF ABBREVIATION

PSS	Pyramidal type 2-axes Analog Sun Senso
FOV	Field Of View
CCD	Charge-Coupled Device
FIMS	Far Ultraviolet Imaging Spectrograph

1. 서 론

인공위성은 우주 공간에서 자신의 자세를 태양, 지구, 별 등을 기준으로 하여 결정한다. 이를 위해 태양센서 (Sun sensor), 지구센서 (Earth sensor), 별센서 (Star sensor) 등과 같은 자세 측정용 센서가 사용된다. Star sensor는 높은 정확도 측정이 가능하지만 별에서 오는 약한 빛을 감지해야 하므로 감도가 높은 photodiode나 charge-coupled device (CCD)가 필요하게 되고 어떤 별 인가를 인식 위한 특정한 알고리즘이 있어야 한다. 지구센서는 태양광이 없는 지구의 그림자에 위성이 있을 때에도 지구로부터 방사되는 적외선 신호를 이용하여 위성의 자세데이터를 얻을 수 있다. 이러한 센서들 중 제작이 용이하고 가벼우며 가장 많이 사용되는 것이 태양센서 (Sun sensor)이다. 태양 센서도 수광 소자의 종류, 신호처리방식에 따라 아날로그 태양센서, 디지털 태양센서, 고정밀 태양 센서 등으로 나눌 수 있다. 아날로그 태양센서는 출력신호가 연속적이며 대부분 각도에 따라 단조증가 또는 단조 감소하는 형태이며, 디지털 태양센서는 출력신호가 각도에 따라 디지털 형태로 출력되며 수광 소자는 사용 비트 (bit)수 만큼의 태양전지배열을 사용한다. 고정밀 센서는 보통 0.1° 이하의 높은 정밀도를 가지며 FOV가 다른 종류에 비해 좁다 (Wertz 1988).

본 센터에서 개발한 2축 아날로그 태양센서 (PSS: Pyramidal type 2-axes Sun Sensor)는 아날로그 태양센서 종류 중에서도 정밀도가 낮은 급이지만 그 중요성은 매우 크다. PSS는 인공위성의 자세 제어 시스템에서 고정밀 태양센서와 함께 많이 사용되고 있으며, 주된 작용은 태양의 존재유무를 감지하고 태양을 기준으로 위성의 방위를 결정하고 초기 자세 모드에서 대략적인 위성의 자세를 측정하며, 과학탑재체인 FIMS (Far Ultraviolet Imaging Spectrograph, 원자외선 분광기)가 태양을 보지 않도록 하기위한 감지기로 사용된다. KAISTSAT-4 용 PSS는 구조가 간단하며, 중량이 가볍고, 크기가 작아 소형인공 위성의 자세 측정용 센서로 적합할 뿐만 아니라 통신위성, 관측위성과 같은 중대형위성의 물체의 사방면에 부착하여 위성의 자세측정에도 매우 효과적이다. 지구나 달에 의한 반사광은 PSS와 같이 감지소자가 외부에 노출된 경우에 측정오차를 크게 하거나 오 동작할 가능성을 높이므로 이를 제거하기위해서 센서의 상단 정상에 포토 다이오드를 장착하여 이용함으로써 외부환경에 의한 여러 문제를 해결하도록 한다.

본 논문에서는 아날로그 태양센서 종류에 속하면서 측정범위가 넓고 정밀도가 3° 이하인 KAISTSAT-4용으로 위성에 탑재될 피라미드 (Pyramidal) 형식의 2-축태양센서의 원리, 측정결과, 정밀도 분석 그리고 보완점에 대하여 기술한다.

2. KAISTSAT-4 호에 탑재될 PSS

과학위성 1호에 탑재될 PSS는 모두 3개가 사용되고, 그 외에 태양센서, 별센서, 자력계 (Magnetometer) 등이 사용된다. 탑재될 3개의 PSS는 그림 2처럼 위성의 3축 +X, -Y 그리고 +Z축 방향에 대

표 1. PSS의 외관 및 관찰 가능 범위.

FOV	무게	크기	정밀도
$> \pm 45^\circ$	150g	$60 \times 60 \times 25(mm)$	$< 3^\circ$

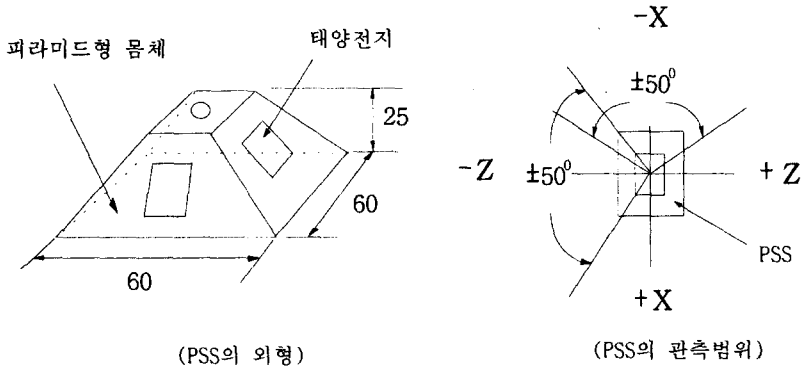


그림 1. PSS의 외관 및 관찰 가능 범위.

하여 각각 하나씩 장착된다.

그림 1에서 보는 바와 같이 PSS의 외형은 골격을 이루고 있는 피라미드 몸체와 피라미드의 네 경사면에 부착된 태양전지, 피라미드 정상에 부착된 포토 다이오드로 구성되어 있다. 한 개의 센서가 관찰할 수 있는 범위는 X축에 대하여 $100^\circ(\pm 50^\circ)$ 이며 Y축에 대해서도 $100^\circ(\pm 50^\circ)$ 의 FOV를 가진다. 표 1은 PSS의 요구사항을 나타낸 것이다. 그림 2에서 보는 바와 같이 PSS1과 PSS2는 태양을 감지하여 자세 제어용 데이터를 제공하며 PSS3는 자세 제어용 데이터 제공과 FIMS의 보호를 위해서 사용된다. PSS는 가장 유효 적절하게 각축에 배치하여 KAISTSAT-4 호의 임무를 가장 잘 수행하도록 하여야 하며 또한 각 PSS는 주위의 센서들이나 탑재체의 영향이 최소화 되도록 배치되어야 한다.

그림 3에서 보는 바와 같이 하나의 PSS는 2축을 측정할 수 있는 구조를 가지고 있으며 1축에 대하여 각각의 태양전지는 서로 마주보고 있다 (Green 1982). 각 축은 피라미드 구조체의 밀면을 기준으로 태양전지가 부착된 경사면에 대하여 감지소자의 기울기는 40° 를 유지하고 있다.

예를 들어 X축의 기본 동작원리를 간단하게 설명하면 태양광선이 피라미드 구조체의 경사면에 부착된 태양전지 (X_A.cell, X_B.cell)로 입사 될 때 입사각도에 따라 각각의 태양전지가 받는 수광 면적은 다르다. 태양전지가 받는 수광 면적이 변화하면 태양전지의 출력전류가 변화하며 이 신호는 PCB기판에 장착된 증폭 변환기로 입력되어 전압으로 변환되고 증폭된다. 태양전지의 출력전류는 입사하는 태양광의 기울기에 따라 변화하며 그 변화율은 코사인 법칙을 따른다. 증폭변환기의 출력은 아날로그-디지털 변환기의 입력전압에 맞게 0~5V의 직류 출력 전압을 발생시킨다. 각각의 태양전지 (X_A.cell, X_B.cell) 출력은 이와 같이 변환 증폭되어 NC (Node Controller)를 통해서 데이터를 전송한다. Y축에 대해서도 위의 X축과 같은 동작을 수행한다.

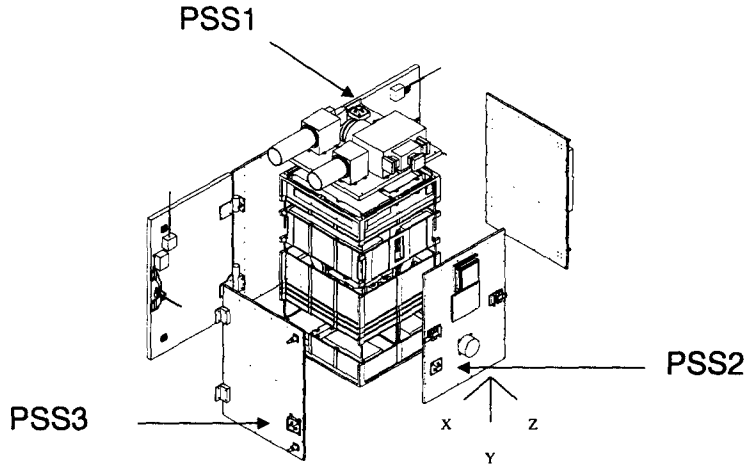


그림 2. PSS의 배치도.

그림 4는 태양광선이 PSS로 입사 될 때 태양전지가 받는 태양의 광량에 따라 태양전지의 출력전류가 변화하는 것을 나타내는 그림이다. PSS의 피라미드 경사면의 기울기가 40°이므로 PSS의 FOV는 ±50°가 되며 피라미드의 경사면의 기울기에 따라 FOV를 바꿀 수가 있다. 위성의 좌표에서 각축이 서로 직각이므로 각각의 PSS FOV가 ±45° 이상이 되도록 하여 FOV가 서로 조금씩 겹치도록 한다. 이것은 각각의 PSS가 보다 신뢰성 있는 데이터를 얻도록 하기위한 것이다. 따라서 FOV가 ±45° 이상이면 KAISTSAT-4의 임무를 수행하는데 지장이 없다. PSS인 경우 FOV의 최대값 부근에서 태양전지가 태양광선을 볼 수 없는 사각지대 (dead zone)이 발생된다. 그러므로 PSS의 구조에 의해서 발생하는 사각지대 (dead zone)와 같은 문제를 고려하여 FOV를 ±50°가 되도록 설계하였다 (Sidi 1997).

이론적인 출력을 계산해 보면 빛을 받는 태양전지의 단락 전류 I_{SC} 가 빛의 양에 비례한다면 다음과 같이 쓸 수 있다 (옥건호 1993).

$$I_{SC} = (\text{위치에 따른 수광 길이}) \times (\text{각도에 따른 빛의 양}) \quad (1)$$

그림 3에서 A_cell 인 경우 A_cell 의 수광면적 A_C

$$A_C = xy \quad (2)$$

가 됨을 알 수 있다. 태양광선의 입사각도에 따라 변화하는 광량의 변화는

$$s(\phi) = y \times \cos(\phi) \quad (3)$$

이므로

$$s(\theta) = y \times \cos(\theta + 40^\circ) \quad (4)$$

이다. 그래서 태양전지의 이론적인 I_{SC} 는

$$I_{SC} \propto A_C \times s(\theta) = A_C \times y \times \cos(\theta + 40^\circ) \quad (5)$$

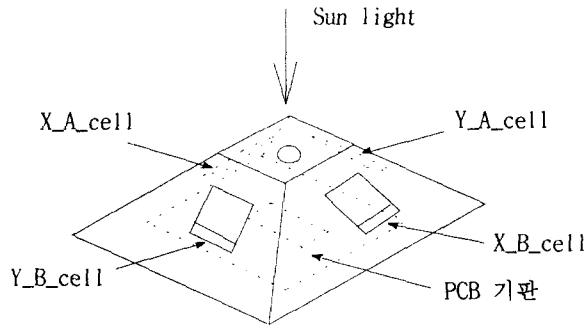


그림 3. PSS의 구조.

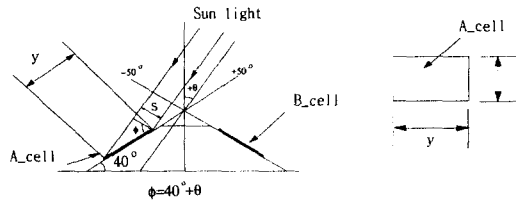


그림 4. 태양광선에 따른 태양 감지면적의 변화.

이 되고, 180° 반대로 놓은 B_cell 태양전지의 경우에는

$$I_{SC} \propto B_C \times s(\theta) = B_C \times y \times \cos(\theta - 40^\circ) \tag{6}$$

가 된다.

그림 5는 입사 되는 태양광선의 각도에 따라 발생하는 태양광선의 출력전류를 나타낸 것으로 식 (5)와 (6)을 정규화한 것이다. 그림 5에서 A_CELL인 경우 -40°에서 B_CELL인 경우 +40°에서 I_{sc} 가 최대가 됨을 알 수 있다. 하지만 실험을 통하여 측정한 결과는 그림 5와 상당한 차이가 있는데 그것은 PSS의 제작시 발생한 오차들에 의한 것이다. 오차에는 태양전지의 감도 차이, 증폭기 게인 차이, 경사면의 태양전지의 장착오차, 사각지대 (dead zone) 오차 등이 있는데 이들 중에서 가장 큰 오차는 사각지대 오차이다. 사각지대 오차는 $\pm 50^\circ$ 부근에서 태양전지가 태양을 보지 못하게 됨으로써 발생하는 오차이다. 하지만 무엇보다 중요한 것은 A_CELL와 B_CELL의 정확한 측정값과 보정 방법이다. 따라서 A_CELL와 B_CELL의 출력전압을 여러 번 측정하여 보다 신뢰성 있는 보정 데이터를 구하여 자세데이터로 사용함으로써 보다 정밀도가 높은 PSS를 제작할 수 있다.

그림 6은 태양전지로부터 출력되는 전류를 검출하여 전압으로 변환하고 증폭하는 기본회로이다. OP-AMP는 태양광선에 의해서 발생한 전류 I_{sc} 를 전압으로 변환 증폭시켜 출력시킨다. 이때 우주공간에서의 태양에너지를 기준으로 R의 값을 결정하여야 한다. R이 잘못 결정되면 유용한 자세 제어 데이터로서의 가치를 상실할 수도 있다는 것을 유념해야 한다. 또한 R (1KW)과 C (0.1mF)는

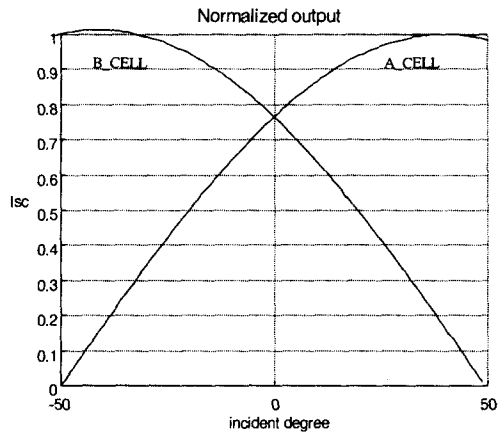


그림 5. 이론적인 단락 전류.

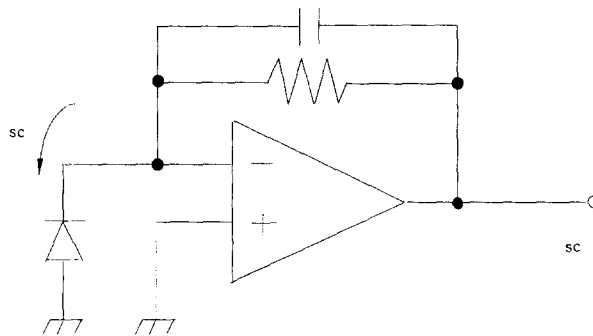


그림 6. 기본검출회로.

LPF (Low Pass Filter)로서 태양전지로부터 유입되는 불필요한 노이즈나 고주파 성분들은 제거하는 역할을 한다. 특히 R값을 결정할 때는 우주에서의 태양광선의 강도를 충분히 고려하여 PSS의 출력 값이 너무 높거나 낮거나 하지 않도록 하여야 한다. 그렇지 않으면 정상적인 동작을 기대할 수 없다. OP-AMP는 저 잡음, 저 전력, 출력 오프셋 전압이 적은 Analog Device사의 OP400을 사용하였다. OP400은 OP-AMP를 모두 4개를 가지고 있어서 PSS의 전자신호 변환용으로 매우 적합하다.

4. 특성 측정 및 결과

4.1 특성 측정 결과

정밀도를 측정하기 위해서는 평행광을 만들어 주는 광원과 이 광원을 각도에 따라 측정하는 보정 장비가 필요하다. 본 측정에서는 0.001° 분해능을 가진 제어기로 Rotary stage 제어하며 측정각

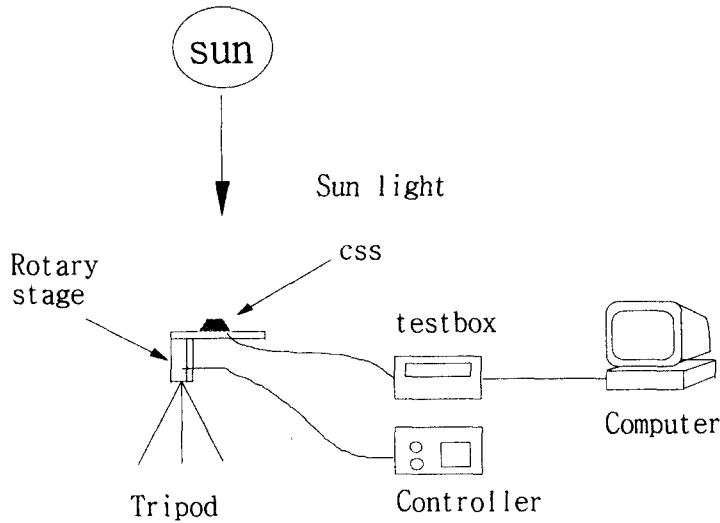
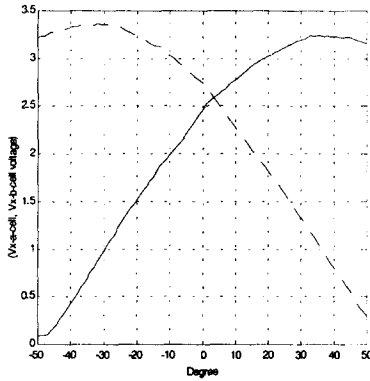


그림 7. 측정 시스템 개략도.

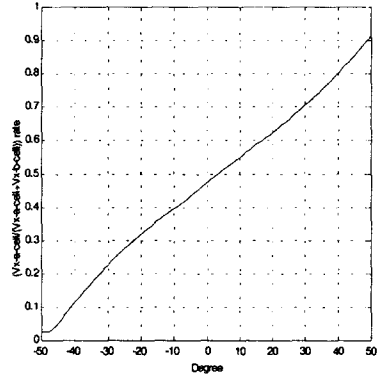
도간격을 1° 로 하여 실험하였다. 측정방법은 그림 7에서 보는 바와 같이 삼각대 위에 PSS가 탑재된 Rotary stage를 장착하고 태양광선과 정면이 되도록 하여 고정시킨다. 측정각도 및 측정간격은 제어기에서 명령을 내리고 측정된 출력전압은 시험장비 (test box)를 통하여 디지털 신호로 변환된 후 컴퓨터에 저장된다. 위와 같은 방법으로 보정 작업을 수행할 때 가장 중요한 것 중의 하나는 날씨의 상태인데 구름에 따라 태양광선의 강도가 달라지므로 조도계를 이용하여 일정범위 이내의 빛의 강도를 유지해야 한다. 보정을 위한 위치와 태양의 고각 (elevation)을 고려할 때 오후 1 ~ 3시가 가장 적당한 시간이었다. 또한 지상과 우주공간에서의 태양에너지가 서로 차이가 발생하므로 특별히 태양광 모사기 (solar simulator)를 사용하여 이러한 차이를 보정하여야 한다. 즉 전자회로를 통하여 적절한 이득 (gain)을 조절함으로써 최상의 출력특성을 얻도록 한다. 태양과의 0° 확인은 PSS옆에 부착된 막대를 이용하여 확인하는데 막대가 태양을 정면으로 향할 때 이를 태양과의 입사각이 0° 로 보며 Rotary stage의 회전판을 $-50^\circ \sim +50^\circ$ 까지 1° 간격으로 이동시키면서 측정한다.

그림 8(a)는 태양광선의 입사각도에 따른 A_cell, B_cell의 출력전압을 나타낸 것으로 그림 5의 특성곡선과 거의 일치함을 알 수 있다. 그러나 $\pm 50^\circ$ 부근에서 출력전압이 0으로 떨어지지않는 것은 외부의 광원 및 태양광선에 의해서 반사된 광원에 의한 것과 태양광선의 입사각도가 $\pm 50^\circ$ 에 가까워 질수록 태양전지가 태양광선을 수광 하기가 용이하지 않음에 의한 것이다. 그림 8(b)는 $V_a / (V_a + V_b)$ 를 입사각도에 따라 나타낸 것으로 그림에서 보는 바와 같이 $-30^\circ \sim -40^\circ$ 를 제외하고는 직선성이 우수함을 알 수 있다.

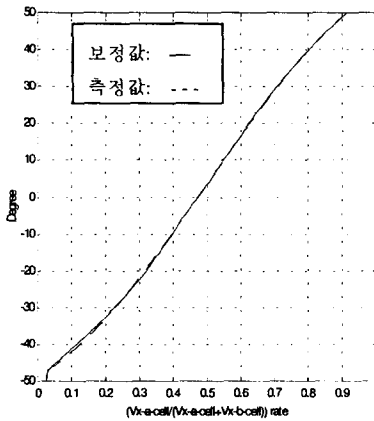
그림 8(c)는 측정값과 보정값을 비교하여 나타낸 그림인데 차이가 거의 없음을 볼 수 있다. 태양 센서의 보정 방법에는 여러 가지가 있으나 그 중에서 Polyfit를 이용한 방법을 사용하면 간단하면서도 메모리공간을 줄일 수 있어서 매우 유용하다.



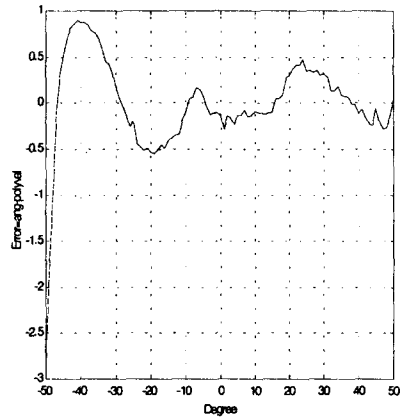
(a) X 축 A_cell, B_cell Output voltage



(b) X 축 각도에 따른 전압비(Va/(Va+Vb))



(c) X 축 비율에 따른 각도와 3차 근사식



(d) X 축 Error 특성

그림 8. Pyramidal type 2-axes Sun Sensor X축 측정 data.

여기서 보정값은 여러 차례 측정한 PSS 각 축의 평균값이다. 아래 그래프는 3차 다항식으로 근사시켜 구한 값은 다음과 같다 (g = 전압비).

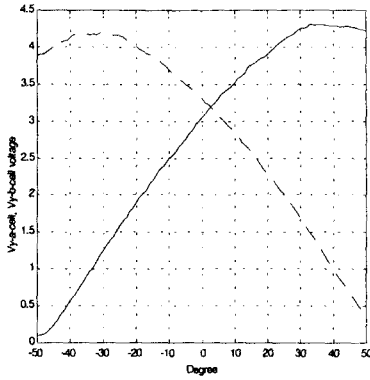
$$X\text{축 입사각} = -1106137\gamma^3 + 1661469\gamma^2 + 4703150\gamma - 5063760 \quad (7)$$

그림 8(d)는 3차 다항식으로 근사시킨 값과 실제 측정값과의 오차를 나타낸 것으로 설계하려고 했던 것보다 매우 우수함을 알 수 있다.

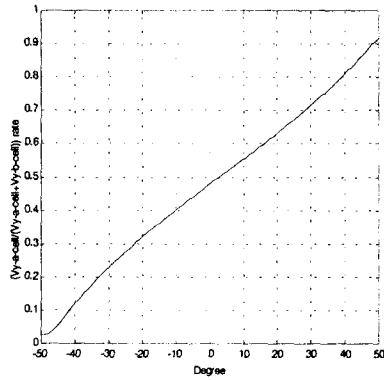
그림 9는 Y축의 측정값을 분석하여 그래프로 나타낸 것으로 위의 X축과 같은 방법으로 데이터를 처리하였다. 마찬가지로 Y축의 입사각을 3차 다항식으로 근사한 것은 아래와 같다.

$$Y\text{축 입사각} = -1034065\gamma^3 + 1558050\gamma^2 + 517272\gamma - 489811 \quad (8)$$

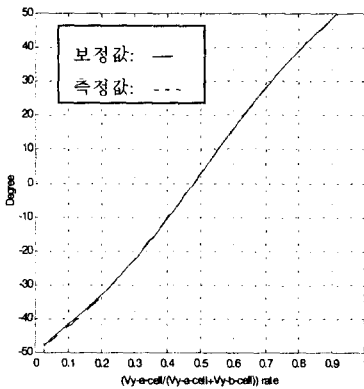
그림 8(d)와 그림 9(d)에서 오차 (error) 특성이 0° 를 중심으로 서로 대칭이 되지 않는 이유는 첫째, X축과 Y축에 사용된 태양센서의 감도 특성이 상이한데서 기인하고 둘째, 3차 다항식을 사용하여



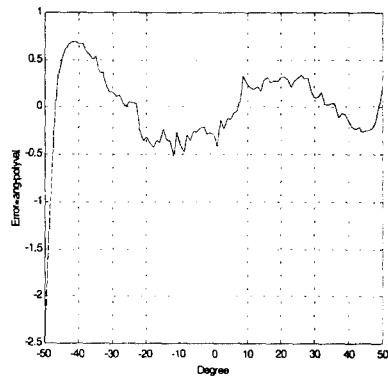
(a) Y 축 A_cell, B_cell Output voltage



(b) Y 축 각도에 따른 전압비($V_a/(V_a+V_b)$)



(c) Y 축 비율에 따른 각도와 3 차 근사식



(d) Y 축 Error 특성

그림 9. Pyramidal type 2-axes Sun Sensor Y축 측정 data.

Polyfitting 하였으므로 측정값을 정확하게 표현하는데 한계가 있다. 다항식의 차수를 높이면 좀더 정확한 오차 특성을 볼 수 있다.

4.2 결과

표 2에서 볼 수 있듯이 X축의 정밀도는 $\pm 0.5^\circ$ 이하이고 Y축의 정밀도는 $+0.7^\circ \sim -0.5^\circ$ 이므로 목표했던 3° 이하의 정밀도를 충분히 만족한다.

표 2. PSS의 정밀도 측정결과.

축	FOV	정밀도
X축	$\pm 50^\circ$	$\pm 0.5^\circ$
Y축	$\pm 50^\circ$	$+0.7^\circ \sim -0.5^\circ$

5. 결 론

KAISTSAT-4에 탑재될 예정으로 FOV가 $\pm 50^\circ$ 이고 2축이며 정밀도가 $\pm 1^\circ$ 이하인 PSS를 제작하였다. 피라미드형 2축 아날로그 태양센서는 예상했던 것 보다 우수한 결과를 나타냄을 확인할 수 있었다. KITSAT-3에 탑재되어 사용중인 FOV가 $\pm 60^\circ$ 이고 2축이며 정밀도가 $\pm 0.5^\circ$ 이하인 ASS (Analog Sun Sensor)와 성능을 비교하여도 큰 차이가 없었다. 그러나 PSS는 태양광선을 감지하는 감지면이 노출되어 있어서 주위의 외부광원에 많은 영향을 받는다. 위성의 몸체나 탑재체에 의한 반사광, 지구와 달에 의한 알베도 (albedo) 때문에 PSS는 정밀도가 감소하게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 반사성분이 최소가 되고 FOV가 최대가 되는 곳에 PSS가 장착되어야 한다. 또한 피라미드 각각의 경사면이나 정상에 감지기를 부착하면 반사광이나 알베도의 영향을 매우 줄일 수 있다. 따라서 PSS가 KAISTSAT-4의 임무를 충실하게 수행하도록 하기 위해서는 계속 정밀도를 높이는데 비중을 두기 보다는 FOV가 넓고 외부의 광원으로부터의 영향을 제거할 수 있도록 하는데 초점을 맞춰야 한다.

참고문헌

- 옥건호 1993, 인공 위성용 태양센서의 제작에 관한 연구, 석사학위논문 (한국과학기술원)
 Green, M. A. 1982, SOLAR CELLS (Englewood Cliffs: Prentice-Hall, Inc.), pp.103-119
 Sidi, M. J. 1997, Spacecraft Dynamics and Control (Cambridge university press), pp.347-351
 Wertz, J. R. 1988, Spacecraft Attitude Determination and Control (Dordrecht: Kluwer Academic Publishers), pp.155-172