

## 위성용 고정밀 태양센서 구성 및 특성

김용복\*, 박근주\*\*, 최홍택\*\*\*

### Configuration and Characteristics of Fine Sun Sensor for Satellite

Yong Bok Kim\*, Keun Joo Pank\*\* and Hong Taek Choi\*\*\*

#### Abstract

FSSA(Fine Sun Sensor Assembly) is the important sensor for satellite attitude control. FSSA measures the direction of the sun's rays and determines whether the satellite is in the eclipse or not. FSSA for GEO Satellite is also used to acquire the attitude error information in the attitude control reference frame and acquire the Sun direction during transfer orbit or mission Process. This paper shows the configuration of Fine Sun Sensor for LEO and GEO Satellite and their principle of operation that angle measurement is obtained by using the transfer function which is the ratio of the difference between output currents of Solar Cell to the sum of all output currents.

#### 초 록

고정밀 태양센서는 인공위성의 자세제어에 중요 센서로서, 위성으로 입사되는 태양 빛의 방향을 측정하거나 위성이 태양을 보지 못하는 상태에 있는지를 판단하기 위해서 사용되고 있다. 또한 정지궤도 위성에서는 전이궤도 및 임무궤도 상에서 기준 자세로부터 벗어난 자세오차 정보를 획득하기 위해서 또는 이상 발생 시 태양벡터를 획득하기 위해서 고정밀 태양센서를 사용하고 있다. 본 논문에서는 저궤도 위성과 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서의 형상에 대한 이해를 바탕으로 태양의 입사각에 대한 출력 전류 관계를 나타내는 전달 함수를 이용하여 고정밀 태양센서 운용 원리를 설명한다.

키워드 : 고정밀 태양센서(FSSA), 인공위성(Satellite), 자세제어계(Attitude and Orbit Control System), 저궤도 ( Low Earth Orbit), 정지궤도 (Geostationary Orbit), 전달함수(Transfer function), 태양 셀(Solar Cell)

#### 1. 서 론

아날로그 태양센서의 기본 원리는 태양 입사각에 대한 태양 셀의 출력 전류 값이 정현파를

형성한다. 그림 1에 보여주는 바와 같이, 표면에 대해서 수직방향으로 단위 표면적당 발생하는 에너지 흐름(Energy flux,  $E$ )은 식 1과 같다.

접수일(2011년 9월 23일), 수정일(1차 : 2011년 10월 17일, 2차 : 2011년 10월 18일, 게재 확정일 : 2011년 11월 1일)

\* 위성제어팀/yong1973@kari.re.kr

\*\*위성제어팀/kjp@kari.re.kr

\*\*\*위성제어팀/hongtaek@kari.re.kr

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

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

$$I(\theta) = I(0) \cos(\theta) \quad (\text{식 2})$$

이러한 특성을 가진 아날로그 태양 셀을 복수로 사용하여 그들의 출력 관계식을 통해서 태양 입사각을 정밀하게 추정할 수 있다. 여기서는 저궤도 위성과 정지궤도 위성에서 사용되었던 고정밀 태양센서의 구성 및 특성을 소개한다.

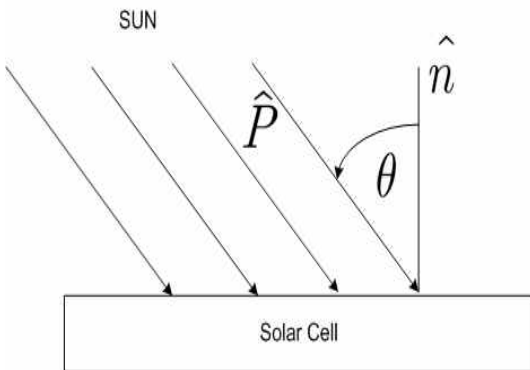


그림 1 . 아날로그 태양센서

## 2. 저궤도 위성용 고정밀 태양센서

### 2.1 저궤도 위성용 고정밀 태양센서 구성

저궤도 위성용 고정밀 태양센서는 한 축의 자세 오차를 측정하기 위해서 위성에 장착된다. 고정밀 태양센서는 내부에 3개의 태양 셀을 포함한 감지부와 하우징으로 구성되어 있다.

그림 4에서 저궤도 위성용 고정밀 태양센서는 3개의 태양 셀(A,B,C)을 통해서 출력 전류를 제

공하며, 하나의 공통 접지를 사용하고 있다. A 태양 셀에서 나오는 출력 전류와 B 태양 셀에서 나오는 출력 전류의 차이는 태양 입사 방 각도를 추출할 수 있게 한다. 또한, 3개의 태양 셀에서 나오는 출력전류의 합은 태양 존재 여부를 판단하는 자료로 사용된다.

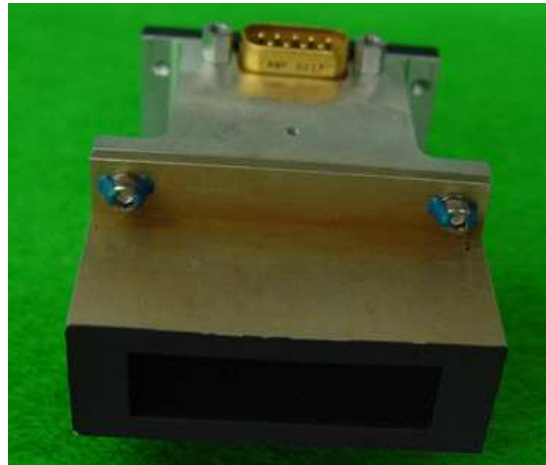


그림 2. 저궤도 위성용 고정밀 태양센서(전면)

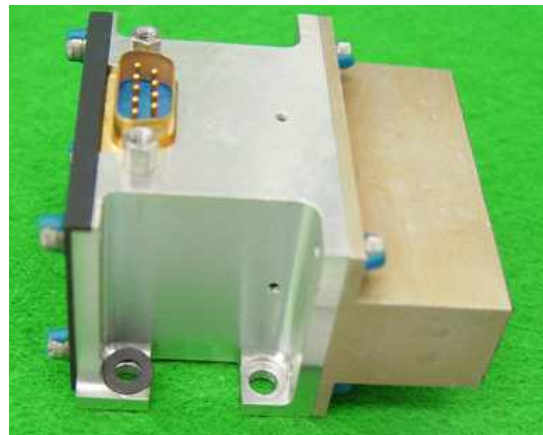


그림 3. 저궤도 위성용 고정밀 태양센서(측면)

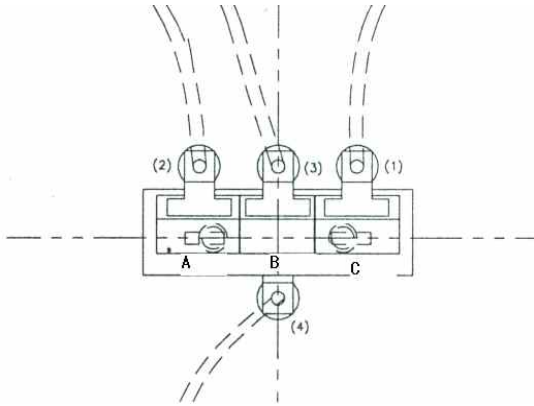


그림 4 . 저궤도 위성용 태양 셀과 출력 전류

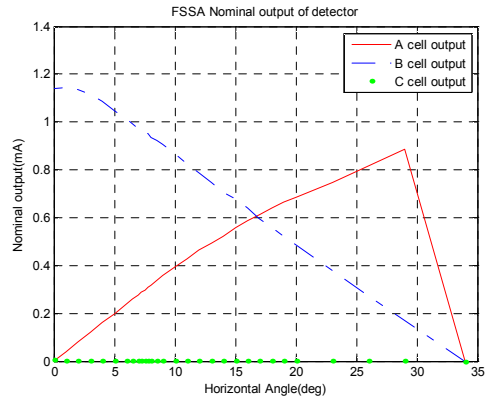


그림 6 .태양 입사각에 따른 출력 전류

## 2.2 저궤도 위성용 고정밀 태양센서 특성

저궤도 위성용 고정밀 태양센서와 태양 입사각이 직교를 이루었을 경우, 태양 셀 B에는 최대 출력 전류를 생성하고 태양 셀 A와 태양 셀 C에서는 출력 전류가 발생하지 않게 된다. 또한, 그림 5에서 보여주듯 태양 입사 오차 각이 수평 방향,  $H > 0$  인 방향으로 오차가 커지게 되면, 태양 셀 A는 출력 전류가 강해지고, 태양 셀 B는 출력 전류가 줄어들게 된다. 이때 태양 셀 C의 출력 전류는 나오지 않게 된다. 그 결과를 그림 6에서 보여준다. 이러한 특성은 태양 입사 오차가 수직 방향으로  $\pm 3$ 도 이내에서는 만족하여야 한다(석병석, 2001).

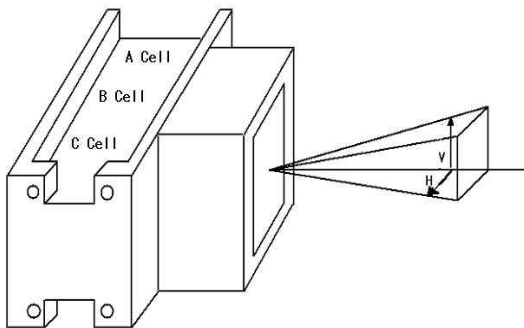


그림 5. 태양 입사각

저궤도 위성용 고정밀 태양센서는 3개의 태양 셀에서 생성된 출력 전류의 상관관계, 정규화 된 전달함수를 정의하여 태양의 움직임에 따른 각도를 추출할 수 있게 된다. 정규화 된 출력 전달 함수,  $f_N(\theta)$ 는 식 3과 같이 표현할 수 있다.

$$f_N(\theta) = \frac{I_a - I_c}{I_a + I_b + I_c} \quad (\text{식 3})$$

여기서,  $\theta$ 는 태양 입사각

$I_a$ 는 A 태양셀의 출력 전류

$I_b$ 는 B 태양셀의 출력 전류

$I_c$ 는 C 태양셀의 출력 전류

태양 입사각에 대한 정규화 함수는 유사 선형성을 나타냄을 그림 7에서 보여주고 있다. 또한 수직방향으로  $\pm 3$ 도 오차가 발생한 상황에서 수평방향으로 태양 입사각의 변경에 따른 정규화 함수도 유사 선형성을 만족하는데 식 4의 관계를 가진다. 이는 태양 입사각을 수직방향으로  $\pm 3$ 도 오차를 준 상태에서 수평방향으로 입사각을 변경시키면서 측정된 출력 전류 값의 유사 선형 관계 식이며 그림 8에서 실험값과 근사 값으로 보여준다. 또한, 그림 9에서는 편향오차가 0.1도 이내를 만족함을 보여준다.

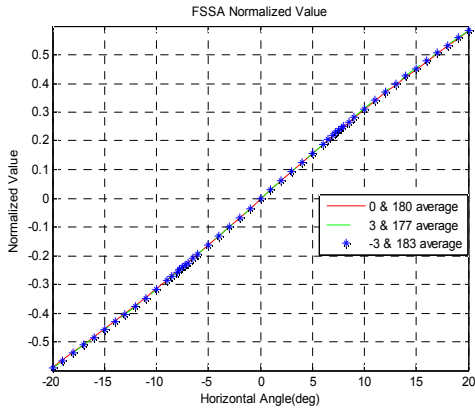
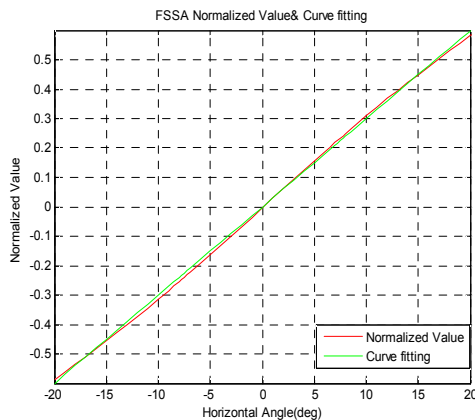

 그림 7. 정규화 된 전달함수  $f_N(\theta)$ 


그림 8. 정규화 전달함수 곡선과 근사 함수

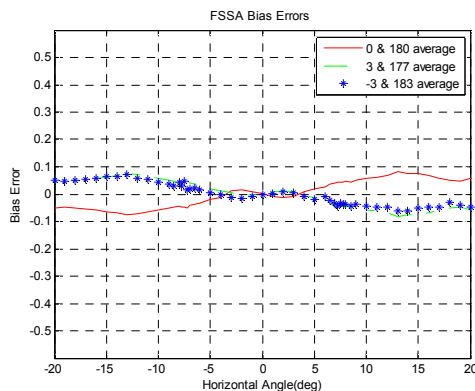


그림 9. 편향 오차

$$f_N(\theta) = \frac{I_a - I_c}{I_a + I_b + I_c} \cong \frac{3}{100} * \theta \quad (\text{식 4})$$

### 3. 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서

#### 3.1 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서 구성

정지궤도 위성용 고정밀 태양센서는 4개의 태양 셀을 이용해서 X, Y 축에 대한 태양 입사각 정보를 제공하며 보조 셀을 포함하여 총 8개의 셀로 구성되어 있다. 고정밀 태양센서는 아날로그 방식의 고정밀 태양센서이며 태양광에 노출된 두 개의 태양 셀에서 발생하는 전류 값의 관계를 나타내는 전달 함수를 이용하여 태양 입사각 정보를 계산하게 된다. 한편, 박스의 높이에 따라 고정밀(fine) 측정 FOV(Field of View)가 정해지고, 태양광 차단 막의 크기에 따라 저정밀(coarse) FOV가 결정된다. 각 태양 셀은 PCB로 연결되어 하나의 커넥터로 이루어져 위성에 장착이 된다. 그림 10과 그림 11에서 그 형상을 보여주고 있으며, 그림 12에서 X축과 Y축별 태양 셀의 구성을 보여준다(박근주,2008).

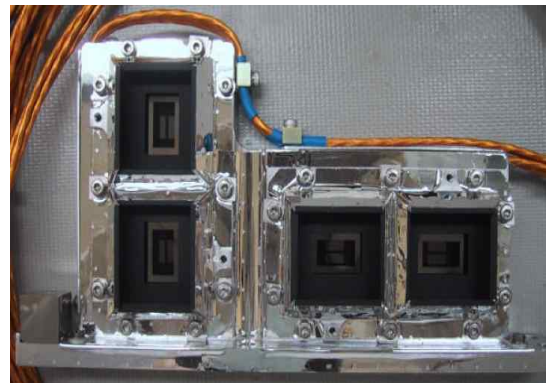


그림 10. 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서(전면)

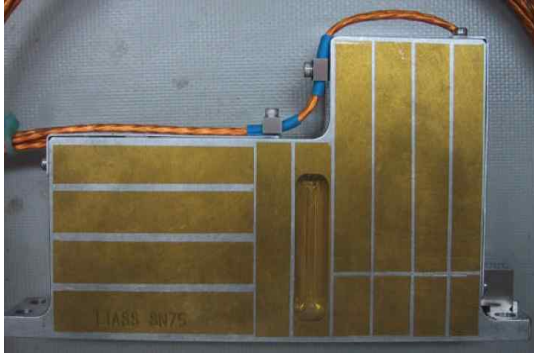


그림 11. 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서(후면)

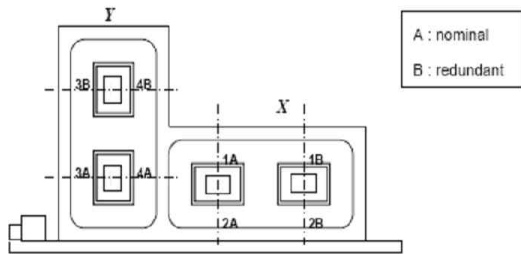


그림 12. 축별 태양 셀 구성

## 2.2 정지궤도 위성용 고정밀 태양센서 특성

정지궤도 위성용 고정밀 태양센서는 각 축별 두개의 태양 셀에서 생성된 출력 전류의 상관관계, 전달함수를 정의하여 태양의 움직임에 따른 각도를 추출할 수 있게 된다. 출력전달 함수는 식 5와 같이 표현할 수 있다.

$$f(\theta) = \frac{I_1 - I_2}{I_1 + I_2} \quad (\text{식 5})$$

여기서,  $\theta$ 는 태양 입사각

$I_1$ 는 A1 태양셀의 출력 전류

$I_2$ 는 A2 태양셀의 출력 전류

여기서 제시하는 정지궤도 위성용 고정밀 태

양센서는 고정밀 측정 FOV가  $\pm 30^\circ$ 를 만족하고, 저정밀 측정 FOV가  $\pm 60^\circ$ 를 만족하는 장치로 가정을 한다. 또한, 태양셀 간의 간극은 무시할 만큼 작으므로, 여기서는 고려하지 않는다(김용복, 2010).

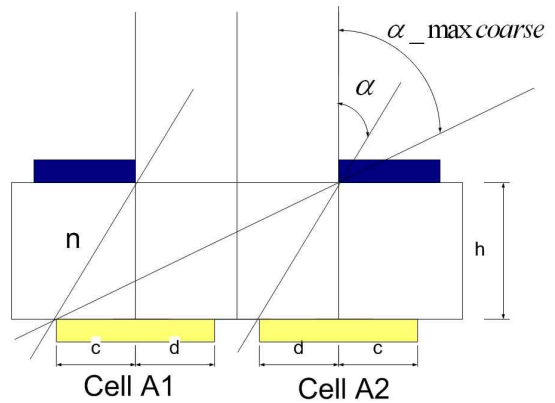


그림 13. 정지궤도 위성용 태양센서 동작 원리

정지궤도 위성용 고정밀 태양센서에서 덮개유리의 지표(glass index), 측정 축에 대한 셀 마스크 크기에 따른 영향 등으로 인해 편향오차 및 straylight (parasitic light) 현상과 같은 비선형성이 존재하게 된다. 그러나 여기서 이러한 영향을 무시할 경우, 고정밀 측정 FOV가  $\pm 30^\circ$ 를 만족하므로, 그림 13에서  $\theta = \alpha = 30^\circ$  일 때, 아래 식 6을 만족한다.

$$\tan(\alpha) = \frac{d}{h} \quad (\text{식 6})$$

또한, 저정밀(Coarse) 측정 FOV가  $\pm 60^\circ$ 를 만족하므로,  $\theta = \alpha_{\text{max coarse}} = 60^\circ$  일 때, 식 7을 만족한다.

$$\tan(\alpha_{\text{max coarse}}) = \frac{c + 2d}{h} \quad (\text{식 7})$$

식 6과 식 7의 관계를 통해서, 식 8을 만족시킨다.

$$c = d = \tan(\alpha) * h = \frac{h}{\sqrt{3}} \quad (\text{식 } 8)$$

따라서 태양입사각에 대한 전달함수는 식 9~식 11과 같이 표현할 수 있다.

$$30^\circ < \theta, I_2 = 0 \Rightarrow f(\theta) = +1 \quad (\text{식 } 9)$$

$$-30^\circ < \theta < 30^\circ, \left. \begin{aligned} I_1 &= h * \left( \frac{1}{\sqrt{3}} + \tan(\alpha) \right) \\ I_2 &= h * \left( \frac{1}{\sqrt{3}} - \tan(\alpha) \right) \end{aligned} \right\}$$

$$\Rightarrow f(\theta) = \frac{I_1 - I_2}{I_1 + I_2} \quad (\text{식 } 10-1)$$

$$f(\theta) = \frac{I_1 - I_2}{I_1 + I_2} = \frac{(1 + \sqrt{3} * \tan(\alpha)) - (1 - \sqrt{3} * \tan(\alpha))}{(1 + \sqrt{3} * \tan(\alpha)) + (1 - \sqrt{3} * \tan(\alpha))} \quad (\text{식 } 10-2)$$

$$\theta < -30^\circ, I_1 = 0 \Rightarrow f(\theta) = -1 \quad (\text{식 } 11)$$

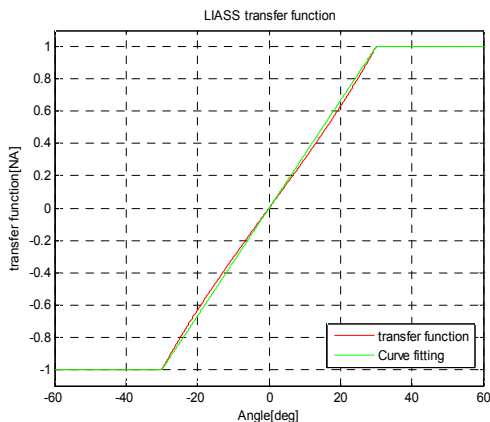


그림 14. 정지궤도 위성용 출력 전달 함수

태양 입사각에 따라 식 9~식 11 사이의 전달함수를 그림 14에서 보여준다. 여기서 고정밀 태양센서 출력 전달함수는 -30도에서 +30구간에는 유사 선형성을 보여주는데, 그것은 식 12의 관계를 가진다.

$$-30^\circ < \theta < 30^\circ, f(\theta) = \frac{I_1 - I_2}{I_1 + I_2} = \frac{1}{30} * \theta \quad (\text{식 } 12)$$

그러나 편향오차 및 Straylight 현상과 같은 비선형성을 고려하면 10배 정도의 정확도를 높일 수 있다. 그러나 정확도를 높이기 위해서는 고정밀 태양센서의 덮개유리 지표(glass index)와 측정 축에 대한 셀 마스크 크기, 태양광의 측정 축에 대한 횡각 등의 지표가 있어야 한다(박근주, 2008).

표 1에서 0도에서 각 태양 셀에서 나오는 출력 전류를 통한 출력함수의 값을 보여주고 있다. 표에서 모든 경우에 있어서 0.2도의 오차범위 이 내를 만족함을 보여준다.

표 1. 0도 입사각에서의 태양 셀 시험결과

Channel	Test Result (at Zero Position)	
	Initial	Final
X Nominal	-0.065°	-0.075°
X Redundant	-0.099°	-0.103°
Y Nominal	-0.098°	-0.115°
Y Redundant	+0.021°	-0.012°

## 4. 결 론

본 논문에서는 저궤도와 정지궤도 인공위성용 고정밀 태양센서의 하드웨어 구성을 소개하였고, 태양 입사각에 대한 출력 전류간의 관계를 나타내는 전달 함수를 얻어 내는 원리를 설명하였다. 본 논문에서 보여주고 있는 고정밀 태양센서들은 성능 면에서 유사한 정밀도를 가지고 있음을 확인하였다. 비록 사용되는 환경이 다르므로 직접 대체용은 될 수 없겠지만, 일부 설계 변경을 통해서 대체가 가능할 것이다. 그러므로 향후 고정밀 태양센서 사용을 고려 할 때 도움이 될 것이다.

## 참 고 문 헌

1. 석병석, 한국항공우주연구원 기술문서 (Equipment Specification for the Fine Sun Sensor Assembly), K2-SP-450-011, 2001.
2. SUN SENSOR EQUIPMENT (LIASS), PIA-PRO,PP,MR. 9422.02,2004
3. 박근주, 한국항공우주연구원 기술문서(COMS LIASS and BASS Model Description and LIASS BASS SW Resource Analysis), KARI-CST-TM-2008-006, 2008.
4. 김용복, 한국항공우주연구원 기술문서 (Configuration and Characteristics of Fine Sun Sensor for GEO Satellite), KARI-SCT-TN-2010-010 , 2010.
5. James R.Werts, Spacecraft Attitude Determination and Control, KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS, p.155-161, p.217-230,1978.