

## 論文

과학기술위성 2호(STSAT-2)의 고 정밀  
디지털 태양센서(FDSS) 설계 및 분석

이성호\*, 장태성\*, 김세일\*, 임종태\*

## Fine Digital Sun Sensor Design and Analysis for STSAT-2

Sung-ho Rhee\*, Tae-seong Jang\*, Sae-il Kim\* and Jong-Tae Lim\*

## ABSTRACT

We have developed the FDSS (Fine Digital Sun Sensor) for the space technology of the STSAT-2 (Science & Technology Satellite 2). The FDSS is firstly developed by using CMOS image sensor(CIS) in South Korea. The FDSS consists of the optics part, FPGA(Field Programable Gate Array) part, and MCU(Micro controller unit)part. This paper will focus on the optical characteristics of the optics part and describe the configuration of FDSS with the design of aperture. We also analyze the characteristic of optics about the pixel of the CMOS image sensor.

## 초 록

본 논문은 과학기술위성2호 핵심우주기술시험용 탑재체인 고 정밀 디지털 태양센서의 개발에 관한 것이다. 고 정밀 디지털 태양센서는 국내 최초의 디지털 태양센서로서 CMOS image sensor를 이용한다. FDSS는 광학부, FPGA(Field Programable Gate Array) 부 및 MCU(Micro controller unit)부로 구성되어있다. 본 논문에서는 구경(Aperture)의 설계와 관련된 광학부의 광학특성 분석에 중점을 두어 기술하고자 한다. 또한 CMOS image sensor(CIS) 화소 면에 투사되는 태양광의 광학적 특성도 분석한다.

**Key Word** : STSAT-2(과학기술위성2호), FDSS(고 정밀디지털태양센서), Sun sensor(태양 센서), Aperture(구경)

## 1. 서 론

본 위성의 자세제어 시스템은 각종 센서로부터 측정된 정보를 이용하여 위성의 자세를 결정하고 제어하는 역할을 수행하는데 자세 결정을 위한 센서로서는 태양 센서, 지구수평 센서, 별 추적기, 지자기 센서, 자이로 등이 주로 사용된다. 이중 태양 센서는 위성의 운용 시에 태양의 위치 확인에도 사용되는 등 그 사용 범위가 넓다고 할 수 있다.

지금까지 한국과학기술원 인공위성연구센터에

서는 아날로그 태양센서를 개발하여 위성에 사용하였으나, 이것은 아날로그 신호를 사용하여 태양의 입사각을 계산하고 이 값을 이용하여 자세 결정을 수행하므로 정밀도 면에서 다소 낮은 성능을 가진다고 할 수 있다. 따라서 현재 한국과학기술원 인공위성연구센터에서 개발 중인 과학기술위성2호(Science and Technology Satellite-2 : STSAT-2)에서는, 보다 정밀하게 자세 결정을 수행할 수 있는 태양 센서의 필요성이 대두되었고, 이러한 필요성을 만족시키기 위해 인공위성연구센터에서는 CIS를 이용하여 정밀도 0.03도 이하를 갖는 2축 고 정밀 디지털 태양 센서(Fine Digital Sun Sensor: FDSS)를 개발하게 되었다.

본 논문에서는 FDSS를 설계하는데 있어서 광학적 인 특성을 우선 파악하여 태양입사광의 정밀측정가

† 2005년 3월 30일 접수~2005년 9월 5일 심사완료

\* 정희원, KAIST 인공위성연구센터

연락처, E-mail: shrhee@satrec.kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1

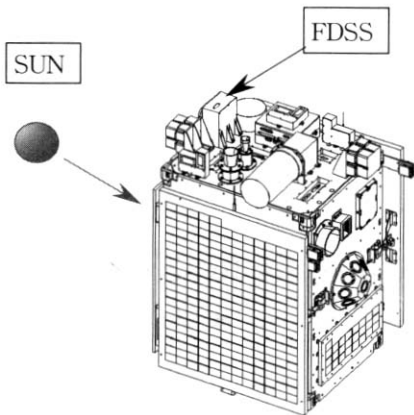


그림 1. FDSS의 위치

능성을 확인하고자 하며 특히 Aperture(구경)를 통과한 광원의 회절특성을 분석하여 설계를 위한 적절한 구멍의 크기를 결정하고 아울러 오차(error)특성도 분석해 본다.

그림 1은 FDSS의 장착위치를 나타내고 표 1은 과학기술위성2호에 사용될 FDSS의 사양을 나타낸다. FOV는 수평 및 수직방향으로 20도씩이며, 정밀도는 0.03도를 목표로 한다.

표 1. FDSS의 사양

Item	Specification	remark
FOV	20° x 20°	
Accuracy	< 0.03° (2σ)	2-axis
Weight	< 1.0Kg	
Power	< 1.5W @normal	
Operation Life time	2 years	
Size	150x150x160 mm <sup>3</sup>	

## II. 본 론

### 2.1 FDSS의 기본원리

FDSS의 기본원리를 설명하면 다음과 같다. 태양 광이 원형 구멍을 통과하여 회절무늬를 포함한 광원이 CIS의 화소에 맺히고, 이때 태양광원과 회절광원이 CIS 화소에 의해 디지털 신호로 변환된다. 디지털 신호는 다시 FPGA로 공급되어 신호 처리된 후 마이크로프로세서로 제공된다. MCU는 이 신호를 받아 계산 알고리즘을 통하여 입사 각도를 계산하고 OBC(On-Board Computer)

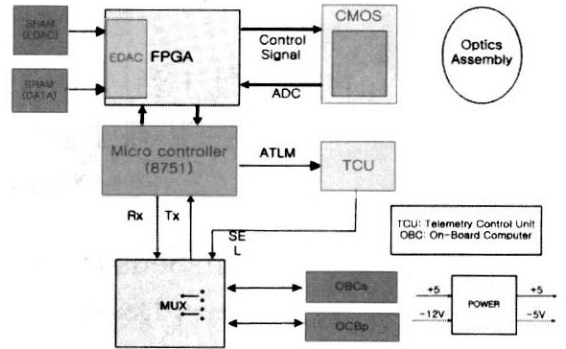


그림 2. FDSS의 구성도

에 제공하게 된다.

FDSS는 크게 세 부분으로 구성된다. 그림 2에서 보는 바와 같이 첫 번째로 광원이 구멍을 통해 감쇠되고 필터링되어 CIS에 투사하여 광 에너지를 전기신호로 변환하도록 하는 광학부가 있다. 두 번째로 CIS가 동작할 수 있도록 구동신호를 발생시키고 센서로부터 변환된 디지털 데이터 신호를 저장하고 MCU와 명령을 처리하는 FPGA부가 있다.

마지막으로, FPGA로부터 수신한 데이터를 처리하고 센서에 적절한 명령을 주어 OBC와 데이터통신을 수행하며 태양에 대한 위성의 물과 피치축에 대한 각도를 계산하는 역할을 하는 MCU 부가 있다.

### 2.2 FDSS 광학부

그림 3은 FDSS의 광학부 구조를 나타내는데 직경  $\phi$ 의 구멍을 통하여 태양광원이 입사되고 대역 통과 필터 BPF(Band Pass Filter) 통하여 필터링되고 ND(Neutral Density) 필터에 의해 광 에너지가 감쇠되어 CIS 화소에 투사 된다. 광학부가 잘못 설계되면 성능과 정밀도에 많은 영향

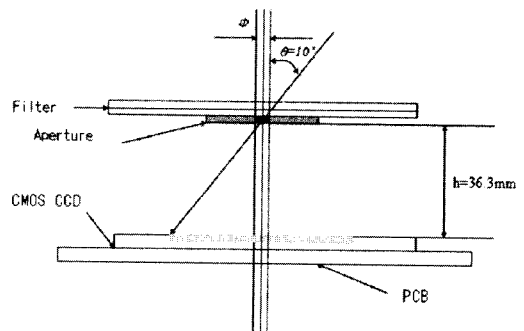


그림 3. FDSS 광학부 구조

을 미치므로 보다 정확한 분석이 요구된다. 표 1 처럼 FOV(Field Of View)와 같은 사양을 만족시키기 위해서 그림 3과 같이 광학적인 구조가 결정된다.

### 2.3 Aperture의 회절특성 분석

그림 4와 같은 구조를 가진 광학부를 통하여 CIS화소에 맺히는 태양광의 광학적인 분석 작업을 수행한다. 특히 CIS의 수광 능력에 맞게 입사 에너지를 감소시키고, 안정된 대역에서 입사파장을 필터링하여 빛이 통과하는 구멍에 의한 회절현상을 충분히 고려하여야 한다.

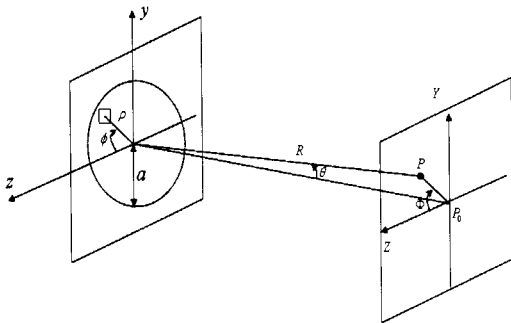


그림 4. Aperture 구조

그림 4와 같이 멀리 떨어진 점광원에 대하여 원형구멍의 회절이 생기며 이에 의해 스크린 (Y, Z)에서의 전기장  $\vec{E}$  값을 구하면 다음 식(1)과 같다[4].

$$\vec{E} = \frac{\epsilon A e^{i(\omega t - kR)}}{R} \iint e^{ik(Yy+Zz)/R} dS \quad (1)$$

여기서,  $z = \rho \cos \phi, y = \rho \sin \phi, Z = q \cos \Phi, Y = q \sin \Phi$  이다.  $a$ 는 그림4의 빛이 통과하는 구멍의 반지름,  $b$ 는 빛이 통과하는 구멍의 최대 대칭 이동거리, YZ 평면에서의 Z축 대한 회전각  $\Phi$ ,  $q$ 는 스크린 상의 회절무늬까지의 거리,  $R$ 은 YZ평면의 P 점까지의 거리,  $k$ 는 입사주파수,  $J_1$ 은 Bessel 함수이다.

$$\int_{\rho=0}^a \int_{\phi=0}^{2\pi} e^{i(k\rho q/R)\cos(\phi-\Phi)} \rho d\rho d\phi \quad (2)$$

$$= 2\pi a^2 \frac{R}{kaq} J_1(kaq/R)$$

그리고  $I \propto E^*E$ 이므로 Intensity(I)는 식(3)과 같이 표현 할 수 있다.

$$I = I_0 \left[ \frac{J_1(kaq/R)}{kaq/R} \right]^2 \quad (3)$$

이것을 이용하여 태양의 회절 Intensity를 구하면 다음 식 (4)와 같다.

$$I(q) = I_0 \left[ \frac{J_1(kaq/R)}{kaq/R} \frac{J_1(kbq/R)}{kbq/R} \right]^2 \quad (4)$$

이제,  $I_{tot}$ 을 원형구멍이 태양으로부터 받은 총 에너지의 관점에서 구해보면 태양광이 지구에 올 때 시간과 면적당 복사에너지를 태양상수라 하는데, 이 태양상수는 식 (5)와 같이 구할 수 있다.

$$I_0 = I_w / \int_0^\infty \int_0^{2\pi} \left[ \frac{J_1(kaq/R)}{kaq/R} \frac{J_1(kbq/R)}{kbq/R} \right]^2 q dq d\theta \quad (5)$$

$$= 487.3922425$$

식 (5)을 이용하여  $I(q)$ 가 처음으로 0이 되는 곳은  $q=116\mu m$ 임을 구할 수 있다. 이것은 회절에 의해 광원이 구멍의 2배 이상 퍼진 모양이다. 그림 5는  $I(q)$ 의 특성을 나타내는 그래프이다.

$$I(q_0) = \int_0^{0.000116} \int_0^{2\pi} I(q) q d\theta dq / \int_0^\infty \int_0^{2\pi} I(q) q d\theta dq = 0.949 \quad (6)$$

식 (6)은 식(5)를 이용하여  $q=116\mu m$  일 때 첫 번째 원형회절 무늬안의 에너지가 전체 회절 무늬의 94.9%임을 나타낸다. 센서 한 소자의 크기가  $25\mu m \times 25\mu m$ 이므로 원형무늬 안에는 대략 70개의 소자가 들어간다. 각 소자는 그 면적에 복사되는 태양에너지를 전자로 바꾸어 준다. 빛의 파장이 880nm인 곳에서는 복사에너지의 7%를 전자로 바꾼다. 태양이 완벽하게 태양소자를 직각으로 바라본다고 가정할 때 약 27개의 태양소자에 회절효과에 의해 에너지가 어떠한 형태로

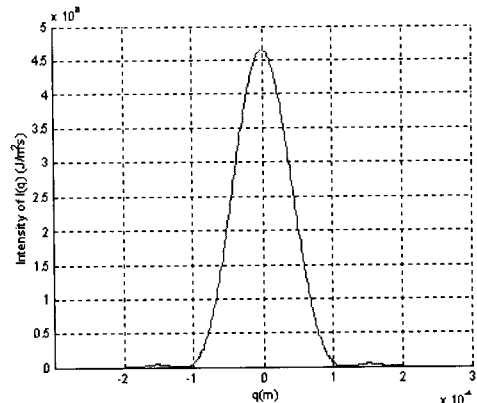


그림 5. I(q) 그래프

배치되는지 계산해 보면 회절무늬의 공식은 반지름에 대해 다음과 같이 나타낸다.

$$I(y, z) = I_0 \left[ \frac{J_1(ka\sqrt{y^2+z^2}/R)}{ka\sqrt{y^2+z^2}/R} \frac{J_1(kb\sqrt{y^2+z^2}/R)}{kb\sqrt{y^2+z^2}/R} \right]^2 \quad (7)$$

직교 좌표계에서는 where  $I_0 = 487.4$  이다.

이 식을 토대로 중심에 있는 소자에 0.1초 동안 복사되는 에너지는 다음과 같다.

$$E_{0,0} = 0.07 \times 0.1 \times \int_{-12.5 \mu m}^{12.5 \mu m} \int_{-12.5 \mu m}^{12.5 \mu m} I(y, z) dy dz \quad (8)$$

$$= 1.292263835 \times 10^{-10} J$$

여기서  $E_{(i,j)}$ :  $i$ 는 수평방향 화소위치,  $j$ 는 수직방향 화소위치이며  $E_{(0,0)}$ 는 CIS 중심 화소를 의미 한다. 식(8)과 같은 형태로 각 화소 마다 에너지의 크기를 구할 수 있다.

$$E_{(0,0)} = 1.2923E - 10J \quad (9)$$

$$E_{(1,0)} = 1.0754E - 10J \quad (10)$$

$$E_{(-1,0)} = 1.0754E - 10J \quad (11)$$

$$E_{(-2,0)} = 0.6008E - 10J \quad (12)$$

$$E_{(0,2)} = 0.6008E - 10J \quad (13)$$

따라서 위와 같은 결과를 이용하여 각 화소의 에너지를 감지하여 특정 화소만을 선택하여 신호처리하면 입사되는 태양광선의 입사각을 화소단위로 계산할 수 있게 된다. 입사 태양광선의 에너지 분포를 바탕으로 가장 적절한 세기의 태양광선으로 낮추고 필터링하여 가장 효과적인 알고리즘을 채택하여야 한다. 또한 투과율이 적은 필터는 투과특성이 고르지 않고 노이즈를 생성하게 된다. 그러므로 투과율을 50%로 올리고 동일한 BPF를 사용하는 방법을 사용

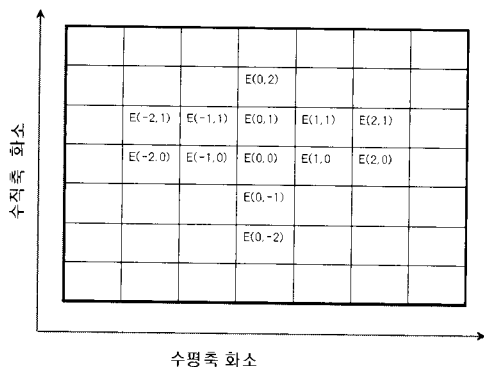


그림 6. CIS 소자와 에너지 분포

하여야 보다 안정되고 우수한 성능의 FDSS를 개발할 수 있다. 이를 위해서는 적절한 노출시간을 선택하여 최적의 신호를 얻을 수 있도록 하는 것이다. 현재 본 센서는 적절한 노출시간을 선택할 수 있으므로 이러한 문제를 충분히 해결할 수 있게 된다.

### 2.4 구멍크기 결정

Franuhofer 회절근사에 의하여  $a$ 는  $89.3\mu m$ 을 초과할 수 없다. 따라서 위의 분석 결과를 통하여 확인한 바와 같이 광학부의 구멍의 반경  $a$ 는  $50\mu m$ 로 결정하는 것이 타당하다.

### 2.5 입사각도 계산 알고리즘

CIS상에 맺힌 태양광 이미지를 이용하여 태양광의 입사 각도를 계산하기 위해서는 CIS에 맺힌 태양광의 중심점을 찾아야한다. 그림 7은 화소 크기가  $m \times n$ 인 CIS에 투사된 태양광을 나타내며 중심 알고리즘에 의해 계산된 태양광의 중심점  $(X, Y)$ 를 나타낸다.

중심점을 찾기 위한 알고리즘으로는 Centroid Algorithm이 매우 효과적인 것으로 알려져 있고 그 식은 (14)과 같다. 본 논문에서도 Centroid Algorithm을 이용하여 중심을 찾는다. 그림 7의 중심점  $(X, Y)$ 를 구하는 식은 다음과 같다.

$$X = \frac{\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m j \cdot I_{ij}}{\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m I_{ij}} \quad Y = \frac{\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m i \cdot I_{ij}}{\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m I_{ij}} \quad (14)$$

여기서  $ij$ 는 화소의 번호이며,  $I$ 은 각 화소의 밝기를 나타낸다.

지금까지 FDSS의 광학부에서 발생하는 입사광선의 특성을 분석하였다. 현재까지의 분석결과 입사되는 태양광원은 Bessel 함수를 가지고 Airy

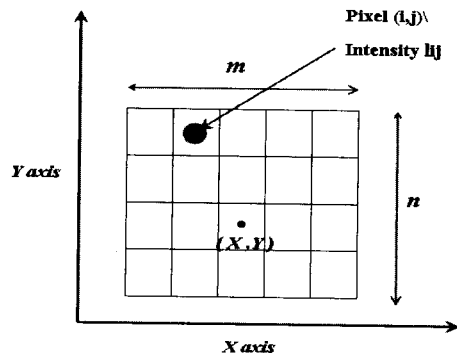


그림 7. Centroid Algorithm의 좌표

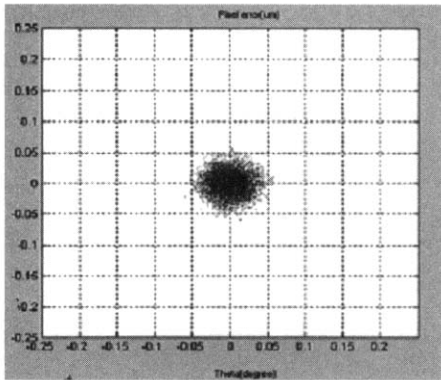


그림 8. Centroid Algorithm의 Error 특성

disk 형태를 취하며 Centroid Algorithm이용하여 데이터를 처리하면 목표한 성능의 FDSS를 개발할 수 있을 것으로 예견된다. 지금까지의 분석결과와 CIS의 사양을 이용하여 오차특성을 아래 그림 8과 같이 simulation하여 보았다.

위의 결과에서 볼 수 있듯이 Error < 2.0E-4 degree 로서 목표로 하는 0.03도 보다 약 150배 이상 좋은 성능을 가지는 것을 알 수 있다. 하지만 실제 구현된 회로에서는 각종 전기적인 노이즈 및 기계적인 align 에러 등 예상외의 에러요인이 상존한다. 따라서 실질적인 목표는 0.003도를 목표로 개발하는 것이 적절 하겠다.

### III. 결 론

본 논문을 통하여 FDSS의 광학부분의 광학적인 특성을 살펴보고 분석하여 Centroid Algorithm을

적용할 수 있음을 확인하였고 이를 이용하여 예상되는 에러도 도출하였다. 이러한 분석 결과를 통하여 알 수 있듯이 aperture를 통해 입사되는 태양광선은 Airy disk형태의 원형디스크를 만들고 각 화소별로 에너지도 구별됨을 확인할 수 있었다. 또한 예상되는 에러도 목표하는 정밀도를 만족시킬 수 있음을 확인할 수 있었다. 그리고 앞으로 실제로 구현될 회로에서는 온도, 전원특성, 각 화소의 감도 비 균일성인 FPN(Fixed Pattern Noise)등과 같은 에러요인들을 충분하게 고려하여 개발하여야 보다 우수한 정밀도의 디지털 태양센서를 개발 할 수 있을 것이다.

### 후 기

본 연구논문은 과학기술부 과학기술위성2호 개발사업의 예산 지원을 받아 작성되었습니다.

### 참고문헌

- 1) 옥건호, "인공 위성용 태양센서의 제작에 관한 연구," 석사학위논문, 한국과학기술원, pp. 1-30, 1993.
- 2) J. R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control" Kluwer Academic Publishers: Dordrecht, pp. 221-230, 1988.
- 3) W. J. Lason and J. R. Wertz, "Space mission analysis and design", 2nd edition, Dordrecht, pp. 360-363, 1992.
- 4) Hecht, "Optics", Addison Wesley, USA, pp. 585-615, 2000.