J. Astron. Space Sci. 13(2), S173–S180 (1996)

우리별 1, 2호 아날로그 태양 감지기의 궤도상 운용결과

장 헌 석 · 김 병 진 · 임 광 수 · 성 단 근 · 최 순 달
한국과학기술원 인공위성연구센터

KITSAT-1/2 ANALOG SUN SENSORS - IN-ORBIT RESULTS

H. S. Chang, B. J. Kim, K. S. Lim, D. K. Sung and S. D. Choi
Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701

(Received March 20, 1996; Accepted May 4, 1996)

요 약

이 논문에서는 우리별 1호와 2호의 간략한 설명과 우리별 1호와 동일한 구조를 가진 우리별 2호의 아날로그 태양 감지기의 동작원리, 보정 방법 및 궤도상의 운용결과를 서술한다. 아날로그 태양 감지기는 향후 위성 프로젝트를 위한 실험 탑재체로써 탑재되었다. 이 태양 감지기들은 위성이 요구하는 중량 및 전력 소모의 최소화에 알맞게 제작되었다. 두개의 일차원 아날로그 태양 감지기들이 우리별 2호 위성의 윗면에 부착되어 있다. 각각의 태양 감지기들은 ±60°의 앙각을 갖고 있으며 감지기 두개가 총 210°의 앙각을 가지므로 30°의 중첩부분이 있다. 일차원 태양 감지기들이 위성의 Z축에 정렬되어 있으므로 위성의 Z축(yaw 축)을 중심으로한 상대적인 태양각과 위성의 회전 속도만을 알 수 있다. 각각의 태양 감지기는 지상에서 5차 곡선 적합화(5th order line fitting) 알고리즘을 이용하여 보정수식을 얻었으며 이 수식들은 궤도상의 운용결과에 적용되었다. 그 결과 입사 태양광의 난반사가 가장 심한 입사각 0° 근처를 제외한다면 태양전지판용 실리콘 소자를 사용한 태양 감지기 1의 경우 1.5°, 과기원에서 제작된 실리콘 광소자를 사용한 태양 감지기 2의 경우 0.5°의 최대 오차를 갖는 궤도 운용상의 성능을 보여 주었다. 그 결과들을 4장에 보였으며 각각의 태양 감지기의 성능과 가능한 감지기의 부착에 따른 오차를 5장에 보인다.

ABSTRACT

This paper briefly describes the KITSAT-1 and KITSAT-2 spacecrafts and presents the functions, calibration procedures and in-orbit results of the KITSAT-2 analog sun sensors which are analogous to KITSAT-1 analog sun sensors. The analog sun sensors have been flown as an experimental payload for the future mission. We have two constraints in their design: small size and very low power consumption due to the tight mass and power

budget of the spacecraft. Two one-dimensional analog sun sensors are mounted on the top facet of the KITSAT-2 spacecraft. Each has ±60 degrees of view angle and they cover 210 degree field of view in total as the 30 degree view angles are overlapped. Only the relative sun angle around the Z-axis(yaw-axis) and the spin rate of the spacecraft can be achieved as the one dimensional sun sensors are used and they are aligned with the Z-axis. The calibration formulae are obtained using the fifth order line fitting algorithm for each sun sensor on the ground and they are applied to the obtained in-orbit data. ASS-1 with silicon solar cells has maximum error of 1.5 degree and ASS-2 with silicon photo-cells manufactured at KAIST has maximum error of 0.5 degree except near 0 degree of sun ray incident angle where random reflection of incident sun ray is maximum in orbit. The results are presented in chapter 4. The performance of each sun sensor and the possible mounting errors are stated in chapter 5.

1. 서 론

우리나라의 첫번째 위성인 우리별 1호는 한국과학기술원을 졸업한 사람들이 중심이 되어 개발되었으며 프랑스 아리안 V52를 이용하여 또 하나의 소형위성 및 주 위성인 TOPEX-POSEIDON과 함께 1992년 8월 10일 23시 07분(GMT)에 고도 1,300km, 경사각 66°의 원형궤도로 발사되었다. 우리별 1호에는 CCD 지표면 촬영 장치, 디지탈 신호처리 장치, 우주 방사능 피폭량 측정 장치 및 디지탈 데이타 축적 및 전송 장치 등 4가지 탑재체가 장착되어 있다.

위성 총 중량은 48.5kg이며 35.2×35.6×67.0cm^{3}의 크기를 가지고 있다. 위성 4면에 붙어 있는 GaAs 태양전지판은 위성 운용 초기에 태양빛에 의해 30W의 전력을 생산하며 지구 그림자 속에 있을 때에는 NiCd 밧테리를 이용하여 전력을 공급받는다. 우리별에는 세개의 VHF 수신기와 두개의 UHF 송신기를 갖고있으며 이중 한개의 수신기는 위성명령을 위한 전용 채널로 사용된다. 이들 송수신 채널은 모두 9,600bps FSK와 1,200bps AFSK 변조방식을 지원한다. 위성의 자세 정보는 지구 감지기, 두개의 지자기 감지기, 두개의 태양 감지기 그리고 지평선 감지기에 의해 알아내며 자세제어는 자기 토커와 중력 경사 붐을 이용한다. 원격명령 및 검침부와 두개의 컴퓨터를 포함하는 위성 데이타 처리 장치는 버스 시스템 및 탑재체 운용과 데이타 처리를 관장한다.

우리나라의 두번째 위성인 우리별 2호는 프랑스 아리안 V59를 이용하여 다섯개의 소형위성 및 주 위성인 SPOT-3와 함께 1993년 9월 25일 22시 45분(GMT)에 고도 800km, 경사각 98°의 태양동기 원형궤도로 발사되었다. 우리별 2호의 버스 시스템은 우리별 1호와 거의 동일하며 국내에서 개발된 각종 탑재체들이 탑재되었는데, CCD 지표면 촬영장치, 디지탈 신호처리

장치, 저에너지 전자 검출기, 적외선 감지기, 차세대 위성용 병렬처리 컴퓨터 및 디지탈 데이타 축적 및 전송 장치 등 6가지 탑재체가 장착되어있다. 위성 총중량은 48.2kg이다.

본 논문에서는 이들 태양 감지기의 실제 데이타와 보정 수식의 오차에 따른 지상 및 궤도상에서의 성능 분석과 그에 따른 문제점들을 서술하고, 또한 이들을 최소화시키는 기술적인 방법들을 제시한다.

2장에서는 아날로그 태양 감지기의 배치, 내부 모습 그리고 감지기의 동작 원리, 3장에서는 지상에서 행한 감지기의 측정 및 보정 방법, 4장에서는 실제 궤도상에서의 감지기 운용 결과, 5장에서는 감지기의 성능 분석을 서술하고 마지막으로 6장에서는 결론 및 향후 연구과제를 기술하였다.

2. 아날로그 태양 감지기의 배치, 내부 모습 및 동작 원리

아날로그 태양 감지기는 위성 외곽 윗면(+Z facet)에 부착되어있으며 각각 +Y, -X축방향을 바라보고있다. 이들의 배치를 그림 1에 보인다. 이들 태양 감지기들은 위성의 초기 자세제어용 및 비정밀 자세제어에 사용되어진다. 우리별 1호와 2호에서 이 태양 감지기들은 추후 위성 프로젝트를 위한 탑재체로써 이들의 동작을 우주에서 시험해보는데 그 목적이 있다.

아날로그 태양 감지기의 간략화된 내부 모습은 그림 2와 같다. 각각의 감지기에는 태양각을 재기 위한 크기 2cm×1cm인 두개의 광소자와 입사 태양각이 90°일 때 반응하는 크기 0.5cm ×0.5cm인 광다이오드가 있다. 각각의 광소자의 출력전류는 태양 감지기 내부에 있는 반도체

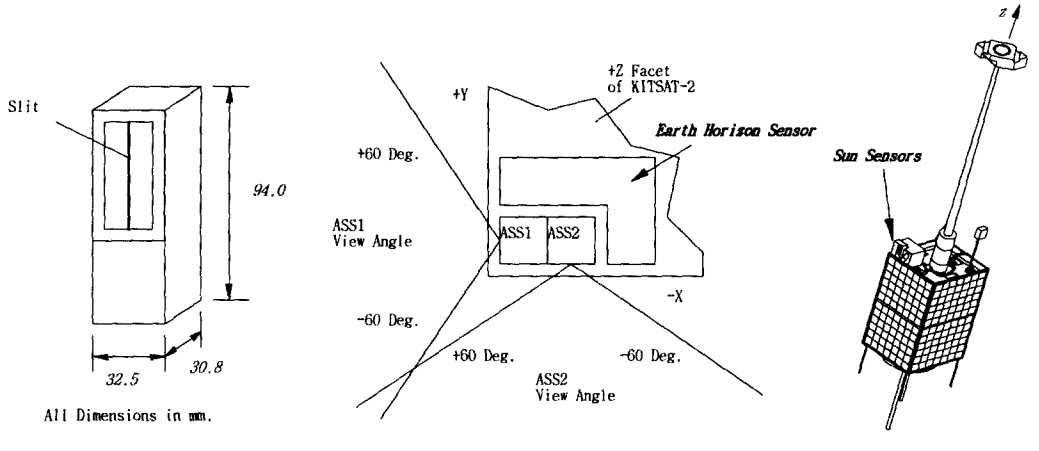


그림 1. 아날로그 태양 감지기의 배치.

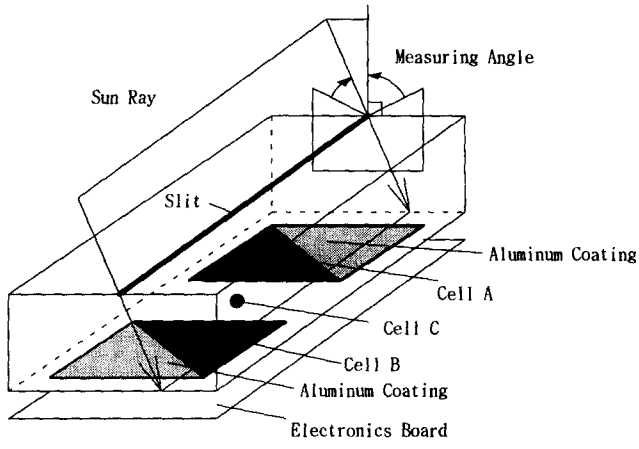


그림 2. 아날로그 태양 감지기 내부 모습.

소자에 의해 0V~5V 범위의 전압으로 전환된다. 광소자 A와 B는 일정 지역에 입사되는 태양빛을 차단하기 위하여 삼각형 모양으로 알루미늄 코팅되어있다. 슬릿을 통해 입사된 태양광은 광소자 A와 B에 비추어지며 태양각에 따라 A와 B에서 생성되는 출력 전류량이 달라지게 된다. 이들 출력 전류량의 상대적인 비율로써 태양각을 측정한다. 입사 태양각을 측정하기 위하여 간단한 전압비를 이용한 수식을 사용한다(Day 1992).

$$\gamma = \frac{V_A}{V_A + V_B} = \alpha \tan\theta \tag{1}$$

이 식에서 V_A와 V_B는 각각 광소자 A와 B의 출력 전압이며, α는 소자의 특성에 따른 상수이고 θ는 측정하려고 하는 태양각이다. 여기서 γ는 상대적인 값이므로 슬릿 방향 및 슬릿 수직 방향에 따른 태양 입사각에 의한 V_A와 V_B의 절대적인 양의 변화를 고려하지않아도 된다.

3. 지상 측정 및 보정

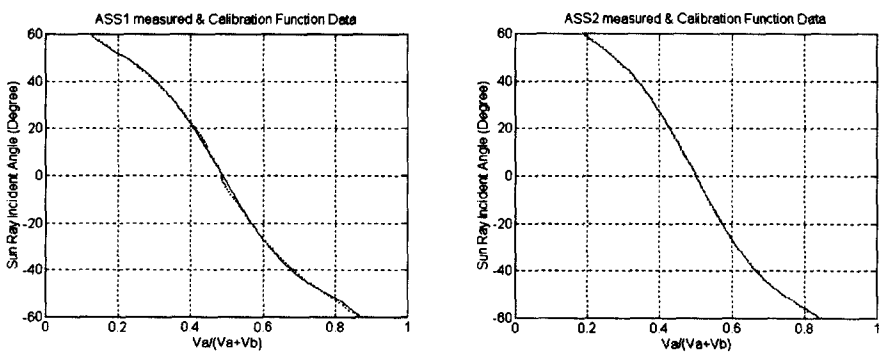
지상에서의 태양 감지기 측정은 약 1,000W/m^{2}의 평행광을 만들어낼 수 있는 태양 모의 실험기를 이용하여 -60°에서 +60°까지 1° 간격으로 측정하였다. 광 입사각에 대한 출력 전압비(γ)를 얻어낸 후 5차 곡선 적합화(5th order line fitting) 알고리즘을 이용하여 보정 수식을 얻었다. 5차 선형 적합화 알고리즘을 사용하여 얻어진 보정 함수는 다음과 같다.

$$\text{Incident Ray Angle(ASS1)} = -4890\gamma5 + 11861\gamma4 - 10141\gamma3 + 3601\gamma2 - 652\gamma + 102 \quad (2)$$

$$\text{Incident Ray Angle(ASS2)} = -6046\gamma5 + 15187\gamma4 - 13685\gamma3 + 5310\gamma2 + 1033\gamma + 140 \quad (3)$$

여기에서 $\gamma = V_A/(V_A + V_B)$ 이다.

5차 수식을 이용한 이유는 우리별 2호에서 지원하는 최대 보정 수식 차수가 5차이며 tanθ와 같은 수학적 수식을 사용할 수 없기 때문이다. 아날로그 태양 감지기 1과 2의 보정 수식과 실제 측정 데이타를 그림 3에 보인다. 최대 오차는 입사각 0° 근처에서 나타나며 이는 강한 입사광의 감지기 내부에서의 난반사에 기인한다. 최대 오차는 감지기 1의 경우 2.8°, 감지기 2의 경우 1.0° 이하이다. 태양 감지기의 슬릿은 유리에 알루미늄을 코팅하여 만들어졌으며 이 알루미늄 코팅위에 광반사 방지용 페인트를 입혔다. 하지만 슬릿의 근접부에는 기술적인 어려움으로 인하여 페인트를 입히지 못했으며 이 때문에 입사각 0° 근처에서 심한 난반사가 일어난 것이다. 태양 감지기 1에 사용된 광소자 A와 B는 다른 위성 프로젝트에서 사용되고 남은 태양 전지판용 실리콘 소자를 사용하였고 태양 감지기 2에서는 태양 감지기를 위해 한국과학기술원 전기 및 전자공학과에서 제작된 광소자를 사용하였다. 태양 감지기 1의 소자들은 더 많은 전력을 얻기 위하여 가느다란 금선들이 소자위에 코팅되어있는데 이것이 더 강한 난반사의 요인이 된다. 태양 감지기 2의 소자들에는 이 금선들이 없다. 이 난반사들은 그림 3에서의 측정 데이타에서 잔물결 형태로 나타난다. 이것이 보정 데이타와 측정 데이타간의 오차로 작용하게 된다. 광소자 제작과정에서 발생될 수 있는 일정하지 않은 도핑에 의해 가능한 오차는 무시될 수 있다. 태양 감지기 1에 사용된 소자들은 나쁜 특성을 갖고있음에도 불구하고 우리별 1호에서 같은 종류의 소자를 사용한 경험이 있으므로 그대로 사용하였다.



점선: 측정된 데이타
실선: calibration 함수

그림 3. 아날로그 태양 감지기 보정 데이타.

4. 궤도상 운용 결과

그림 4는 우리별 2호 아날로그 태양 감지기의 1994년 8월의 궤도상 운용 결과의 예이다. 이 그림은 위성의 회전 속도가 6분 26초이며 전체 앙각이 210°임을 보여준다. 왼쪽에서 첫번째와 세번째 선들이 태양 감지기 2에서 나온 데이타이며 두번째와 네번째 선들이 태양 감지기 1에서 나온 데이타들이다. 최대 감지기 부착 오차는 0.5°이며 감지기 1과 2의 상대적인 부착 오차는 겹쳐지는 태양 감지기 2의 앙각 +30~+60°와 태양 감지기 1의 앙각 -60~-30°로부터 알아낼 수 있으며 위성 본체와의 오차는 태양 감지기 이외의 다른 감지기들에 의해 결정되어진 위성의 자세에 대한 태양 감지기의 자세 데이타로 계산될 수 있다. 이 부착 오차는 태양 감지기를 부착하기 위한 볼트 구멍의 공차와 위성 발사중 로켓에 의한 진동에 의해 발생된다. 이 부착 오차들은 D.C. 바이어스로 모델링되어지고 쉽게 제거될 수 있다.

5. 성능 분석

감지기 부착 오차는 D.C. 바이어스로써 쉽게 제거되어지므로 성능 분석에서는 제외되었고 태양광의 난반사를 포함한 실제 데이타와 보정 함수를 이용한 데이타간의 오차를 분석하였다. 이 오차는 그림 5에 나타나있는데 태양 감지기 1의 최대 오차는 2.8°, 태양 감지기 2의 최대 오차는 1.0° 이내이다. 이들 최대 오차는 지상에서도 예측했듯이 모두 난반사가 최대가 되는

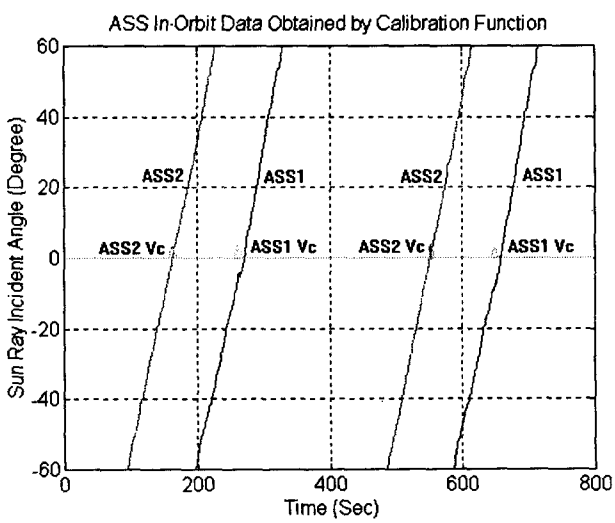


그림 4. 아날로그 태양 감지기 궤도상 운용 결과.

태양광 입사각 0° 근처에서 존재한다. 태양 감지기 1의 소자들에 존재하는 금선들에 의하여 태양 감지기 2보다 더 많은 오차를 발생시켰다. 또한 태양 감지기의 조립시 광소자들이 부착된 PCB들이 슬릿에 정확히 일치하도록 장착되지 못하였기 때문에 최대 오차가 0°를 기준으로 대칭적이지 않게 나타난다. 하지만 이 비대칭성은 보정 수식이 구해진 이후에는 태양 감지기의 성능에 영향을 미치지않는다.

감지기 최대 상한 오차는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\begin{aligned} &E_{max} < |D_{CF} - D_M| + \text{mounting error} \\ &\text{태양 감지기 1: } E_{max} < 2.8° + 0.5° = 3.3° \\ &\text{태양 감지기 2: } E_{max} < 1.0° + 0.5° = 1.5° \end{aligned} \tag{4}$$

여기에서 E_{max}는 감지기 최대 상한 오차이며 D_{CF}는 보정 수식에 의해 구해진 데이타이고 D_M은 실제 측정 데이타이다. 앞에서도 말한 바와 같이 부착 오차는 쉽게 제거될 수 있으며 입사각 0° 근처의 데이타를 회생한다면 식 (4)보다 작은 최대 오차 상한을 얻을 수 있으며 우리는 아래와 같은 태양 감지기의 적정 운용 범위와 그에 따른 최대 오차 상한을 정할 수 있다.

태양 감지기 1

operation range: -60°~-10°와 +18°~+60°

$E_{max} < 1.5°$

태양 감지기 2

operation range: -60°~0°와 5°~60°

$E_{max} < 0.5°$

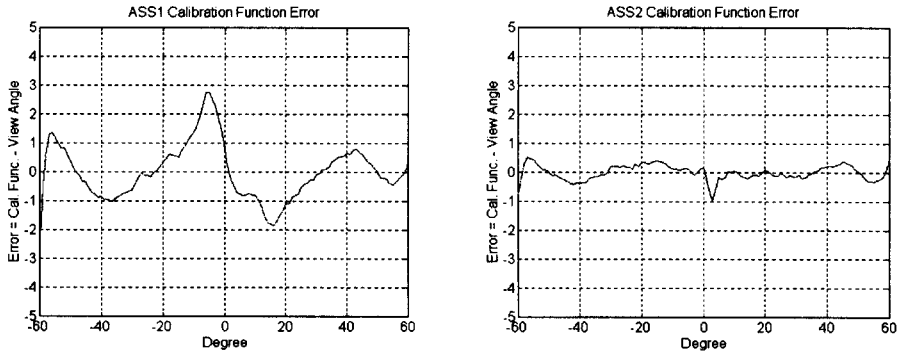


그림 5. 태양 감지기 데이타 오차.

6. 결론 및 향후 연구과제

현재 아날로그 태양 감지기들은 정상 운용되고 있으며 각각 10mW 이하의 저전력을 소모한다. 각각의 태양 감지기는 위성 본체와의 기계적 결합 부위를 포함하여 94.0×32.5×30.8mm^3 (H×W×D)의 크기이다. 이 태양 감지기는 우리별 3호 등 차후 프로젝트에서 초기 위성 자세 제어에 사용될 수 있다. 아날로그 태양 감지기 제작에서 가장 중요하게 고려되어야 할 사항은 감지기 안에서의 입사 태양광 난반사를 최소화시키는 것이다. 따라서 이를 위해 감지기 내부의 기계 구조물의 최적화 설계, 난반사 방지 코팅 기술 및 최소 반사율을 갖는 광소자의 보호 유리등의 개발 등이 필요하다. 그외에 또 다른 해결 방법은 감지기 내부에 광소자를 부착시키기보다 바깥에 부착시키는 방법이다. 하지만 이는 감지기를 다룸에 있어서 위험 부담이 있으므로 안전한 보호 장치가 요구된다. 이 이외에도 그레이 코드를 이용한 디지탈 태양 감지기 및 CCD를 이용한 태양 감지기 등도 고해상도의 태양 감지기로써 고려중이다(Wertz 1988).

참 고 문 헌

Day, M. 1992, UoSAT-F Analog Sun Sensor Technical Report, Surrey Satellite Technology Ltd.

Wertz, J. R. 1988, Spacecraft Attitude Determination and Control, ed. J. R. Wertz (Kluwer Academy Pub.: Boston), p.155