

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(12), 1057-1064(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.12.1057

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

GaInP/GaAs/Ge 3중 접합 태양전지 배열기의 정지궤도에서 전력 성능 평가

구자춘*, 박희성*, 이나영*, 천이진*, 차한주**, 문건우***, 나성웅**

GaInP/GaAs/Ge Triple Junction Solar Array Power Performance
Evaluation on Geostationary Orbit

Ja-Chun Koo*, Hee-Sung Park*, Na-Young Lee*, Yee-Jin Cheon*, Han-Ju Cha**,

Gun-Woo Moon*** and Sung-Woong Ra**

Korea Aerospace Research Institute*, Chung-Nam National University**,

Korea Advanced Institute of Science and Technology***

ABSTRACT

The satellite on geostationary orbit accommodates multiple payloads into a single spacecraft platform and launched in June 26, 2010. The electrical power required to the satellite during sunlight is generated by a solar array wing. The solar cells are the GaInP/GaAs/Ge Triple Junction cells named Gaget2 cells from RWE Space, which were based on a Spectrolab epitaxy. This paper evaluates solar array power performance at end of design life based on the trend analysis results for the flight data on geostationary orbit. The estimated solar array power performance at end of design life compares with the power performance provided by solar array manufacturer. The solar cells show nominal behavior without significant degradation through the trend analysis results.

초 록

정지궤도위성은 다수의 탑재체를 하나의 위성체 플랫폼에 탑재하고 2010년 6월 26일에 발사되었다. 태양기간 동안 인공위성에서 요구되는 전력은 태양전지 배열기 윙에서 생성된다. 태양전지는 Spectrolab사의 적층법을 사용한 RWE Space사의 Gaget 2로 명명되는 GaInP/GaAs/Ge 3중 접합 셀이다. 본 논문은 정지궤도 비행 데이터에 대한 경향을 분석한 결과를 바탕으로 설계수명 말기에서 태양전지 배열기의 전력 성능을 평가하였다. 설계수명 말기에서 예측한 태양전지 배열기의 전력 성능은 태양전지 배열기 제작사가 제공한 전력 성능과 비교하였다. 경향분석 결과를 통해 태양전지 셀은 현저한 성능감소 없이 정상적으로 동작되고 있다.

Key Words : Solar Cell(태양전지), Solar Array(태양전지 배열기), Triple Junction(3중 접합), Power Performance Evaluation(전력 성능 평가), Trend Analysis(경향 분석)

† Received : May 9, 2014 Revised : November 12, 2014 Accepted : November 13, 2014

* Corresponding author, E-mail : swra@cnu.ac.kr

I. 서론

정지궤도위성의 임무수명(mission life)은 7.7년이고 위성체의 설계수명(design life)은 10년이다 [1]. 인공위성의 전력계는 수명 동안 성공적인 임무수행을 위하여 위성본체와 탑재체 부하에서 필요한 전력을 연속적으로 충분히 공급해야 한다 [2]. 특히 태양전지 배열기는 태양 에너지를 전기 에너지로 변환하여 인공위성에 필요한 1차 전력을 생산하는 품목으로 위성의 임무 성공에 핵심적인 영향을 미치는 품목이다[3]. 정지궤도위성의 태양전지 배열기는 패널로 인해 태양 반사효과가 탑재체의 극저온 열제어에 미치는 영향을 방지하기 위해 탑재체가 위치하는 반대 방향에 단일 링으로 구성되었다[2-4]. 태양전지 배열기 링은 3중 집합 GaAs 셀을 사용하여 2장의 패널로 구성되어 위성에서 요구되는 전력을 생성한다[2-4]. 태양전지 배열기는 전력생성을 위한 태양전지 셀, 기계적 지지를 위한 패널, 패널과 위성체의 접속을 위한 요크, 전개장치 및 생성된 전력을 전송하기 위한 배선 등으로 구성되었다[3-4].

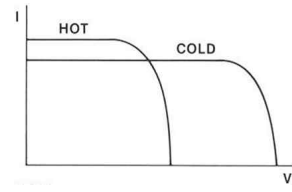
본 논문은 일반적인 GaAs 태양전지 셀 및 정지궤도위성에 사용한 Gaget2-ID2/160-8040 GaAs 태양전지 셀의 특성을 분석하고 정지궤도위성의 태양전지 배열기 형상을 기술한다. 정지궤도위성의 비행 데이터를 사용하여 궤도에서 태양전지 셀의 성능감소에 대한 경향을 분석한다. 정지궤도에서 경향 분석한 결과를 바탕으로 설계수명 말기에서 태양전지 배열기의 전력 성능을 예측한다. 예측한 태양전지 배열기의 전력 성능은 제작사가 제공한 전력 성능과 비교한다. 마지막으로 정지궤도에서 경향 분석한 결과를 통해 태양전지 배열기의 정지궤도에서 전력 성능을 평가한다.

II. 본론

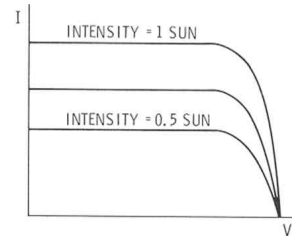
2.1 GaAs 태양전지 셀 특성

2.1.1 일반적인 태양전지 셀

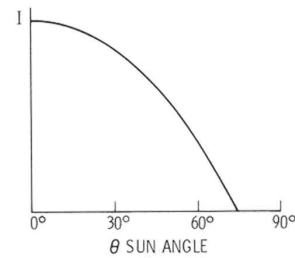
Figure 1은 태양전지 셀의 일반적인 특성 곡선들이다[5]. Fig. 1 (a)는 태양전지 셀의 온도에 의한 영향이다. 온도가 증가하면 Voc(개방 전압)는 감소하고 Isc(단락 전류)는 증가하여 전력이 감소되며, 온도가 감소하면 Voc는 증가하고 Isc는 감소하여 전력이 증가된다[5]. Fig. 1 (b)는 태양전지 셀의 태양으로부터 거리에 의한 영향이다. 태양으로부터 거리가 증가하면 Voc는 동일하나 Isc는 감소하여 에너지는 감소한다[5]. 최대 태양 에



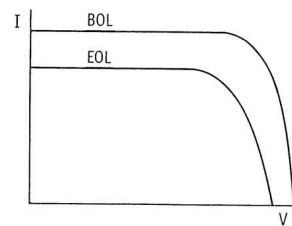
(a) Effect of temperature



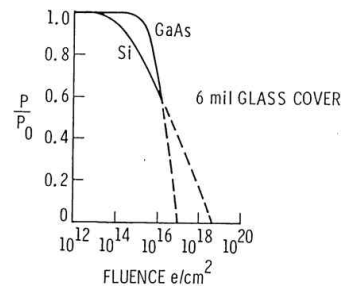
(b) Effect of distance from the sun



(c) Effect of sun angle



(d) Effect of radiation



(e) Solar photovoltaic radiation effect

Fig. 1. Typical solar cell characteristics

너지 플럭스 변화는 태양전지 셀에 입사하는 태양각이 수직일 때 근일점에서 $1422\text{W}/\text{m}^2$, 원일점에서 $1330\text{W}/\text{m}^2$ 로 연간 6.7% 정도 차이난다 [6]. 지구와 태양과의 평균 거리(1 AU, Astronomical Unit)에서 측정된 태양상수(solar constant)는 $1371\pm 5\text{W}/\text{m}^2$ 이다[7-8]. Fig.1 (c)는 태양전지 셀의 생성 전력과 태양각에 의한 영향이다[5]. 태양전지 셀의 생성 전류는 태양전지 셀에 입사하는 태양각이 수직라인에서 벗어나면 cosine 함수를 따른다[5]. 적도 상공에 위치하는 정지궤도는 황도면(ecliptic plane)에 대해 23.5° 기울어져 있다. Fig. 1 (d)는 태양전지 셀의 우주방사선에 의한 영향이다. 태양전지 셀은 우주방사선에 노출되면 Voc 및 Isc는 감소되고 노출되는 플럭스 양에 따라 생성 전력이 감소된다[5]. Fig. 1 (e)는 GaAs 및 Si 태양전지 셀의 에너지 변환 효율에 대해 우주방사선에 의한 영향이다. Si 태양전지 셀은 $E16/\text{cm}^2$ 플럭스 이상의 우주방사선 조사에 대해 GaAs 태양전지 셀과 교차하고 보다 나은 특성을 나타낸다[5]. 정지궤도위성은 일반적으로 15년 임무 동안 $E15/\text{cm}^2$ 플럭스 이하의 우주방사선에 노출된다[5]. 이 때문에 GaAs 태양전지 셀은 Si 셀에 비해 효과적이고 우주방사선에 대한 내성이 강하다[5].

Figure 2는 반-알렌 우주방사선 벨트의 평균 우주방사선 레벨이다[7]. 양성자(proton) 에너지는 10keV에서 400MeV 범위에 존재하며, 전자 에너지는 0.4MeV에서 4.5MeV 범위에서 존재한다[7]. 반-알렌 우주방사선 벨트는 지구 반지름의 약 2배인 내부 벨트와 지구 반지름의 약 3배에서 7배가 되는 외부 벨트로 나누어진다[7]. 정지궤도위성은 통상적으로 천이궤도(GTO, Geostationary Transfer Orbit) 운영을 통해 궤도에 진입하기 때문에 반-알렌 우주방사선 벨트를 통과한다. 이로

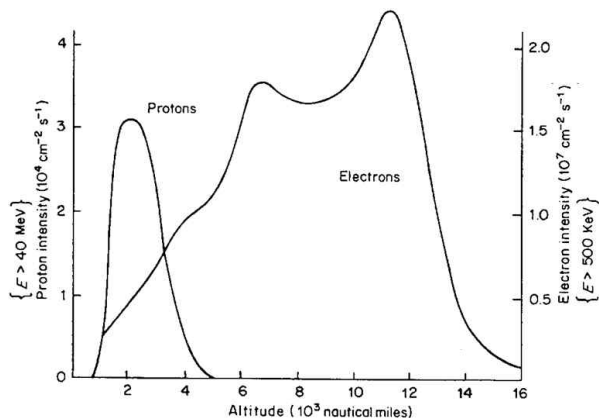


Fig. 2. Van Allen radiation belts (idealized)

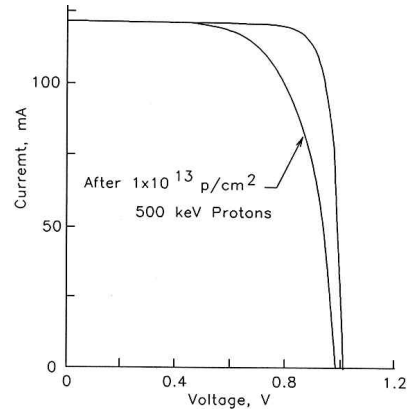


Fig. 3. GaAs/Ge solar cell performance after irradiation

인해 반-알렌 우주방사선 벨트에서 노출되는 태양전지 셀들은 성능감소를 고려해야 한다.

Figure 3은 500keV 양성자의 낮은 에너지로 $E13/\text{cm}^2$ 우주방사선 플럭스를 조사한 후 GaAs/Ge 태양전지 셀의 성능이다[9]. 우주방사선을 조사한 후 Voc는 3.5% 감소되었으나 Isc는 감소되지 않았다[9]. 평균 전력은 11% 감소되었다[9].

2.1.2 Gaget2-ID2/160-8040 GaAs 태양전지 셀

Figure 4는 정지궤도위성 태양전지 배열기에 사용한 RWE Space사의 Gaget2로 명명되는 Gaget2-ID2/160-8040 태양전지 셀 및 내장된 다이오드 구조이다[10-12]. 태양전지 셀은 두께 160 μm , 크기 40mm \times 80mm로 가장 자리가 잘려져 유효 면적 30.18 cm^2 을 갖는다[10, 13-14]. Gaget2 태양전지 셀은 Ge 기판에 상층 셀은 GaInP, 중층 셀은 GaAs, 하층 셀은 Ge으로 구성된 3중 접합 GaInP/GaAs/Ge 타입이다[11]. 상층, 중층 및 하층 셀은 태양 에너지를 흡수하는 파장이 다른 특징을 갖는다. 태양전지 셀에 내장된 schottky 다이오드는 셀의 앞면에 3개의 접촉점 중에서 하나의 탭에 연결된 2중 접합 구조이다 [11]. 내장된 다이오드는 셀에 그림자(shadow)가 발생하거나 실패(failure) 시 인접 셀에 높은 역방향 전압이나 열점현상(hot spot) 발생을 방지하기 위한 바이패스 역할을 한다[2]. 임무 초기 (Beginning Of Life) AM0(Air Mass 0, 대기권 밖에서 태양광 스펙트럼), 온도 28°C 및 조사 에너지 $1353\text{W}/\text{m}^2$ 에서 태양전지 셀의 Voc는 2575mV, Isc는 $16.90\text{mA}/\text{cm}^2$, Vmp는 2275mV, Imp는 $15.95\text{mA}/\text{cm}^2$ 이고, 효율은 26.8%이다 [13]. 내장된 바이패스 다이오드의 순방향 전압은 600mA(약 Isc의 120%) 및 온도 28°C 에서

1.5V 정도이다[11].

Figure 5는 Gaget2 witness 태양전지 셀에 대해 온도 21°C에서 에너지 1347W/m²로 측정된 전류-전압 특성이다. 측정 시 온도 및 에너지는 표준 측정 상태(28°C 및 1353W/m²)와 허용오차 범위 이내였다. 측정된 Voc는 2.583V, Isc는 0.506A, Vmp(최대 전력점 전압)는 2.055V, Imp(최대 전력점 전류)는 0.474A로 Pmax(최대 전력)는 0.975W였다. 태양전지 셀의 측정된 충전 인자(fill factor)는 식(1)과 같이 74.59%였다.

$$FF = \frac{V_{mp} \times I_{mp}}{V_{oc} \times I_{sc}} \quad (1)$$

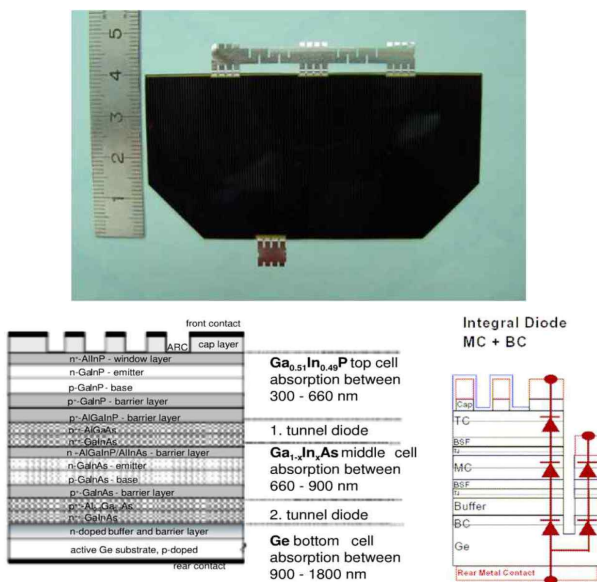
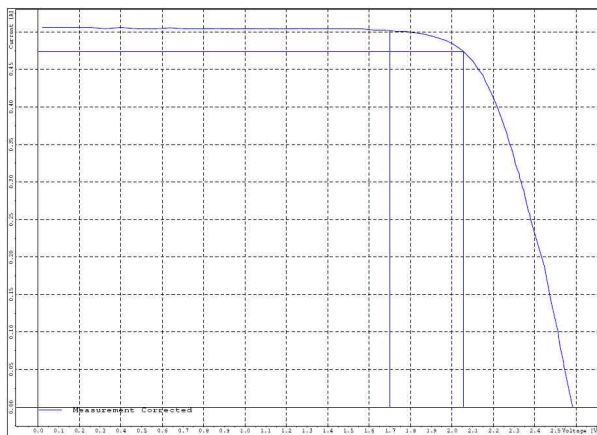
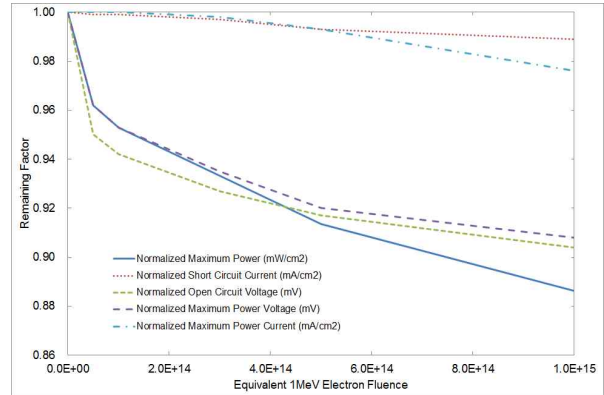


Fig. 4. Structure of RWE Gaget2 solar cell & integral diode

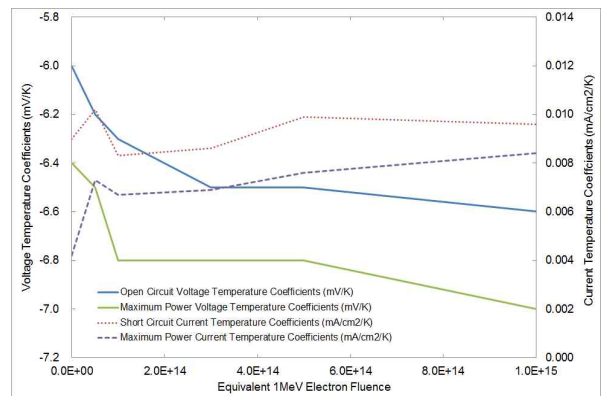


A-axis: 0.2V/div. Y-axis: 0.05A/div. (x0, y0)=(-0.1V, -0.025A)

Fig. 5. I-V characteristics of witness cell with 1347W/m² at 21°C



(a) Remaining factor



b) Temperature coefficients

Fig. 6. Gaget2 solar cell's typical 1MeV equivalent electron radiation behavior

Figure 6은 Azur Space(구 RWE Space)사의 3G-27%(Gaget2) 태양전지 셀에 대해 1MeV/cm² 등가 전자 에너지로 표준화시킨 데이터[13]를 사용하여 그래프화한 우주방사선 특성이다. Fig. 6(a)는 Gaget2 태양전지 셀의 Voc, Vmp, Isc, Imp 및 Pmp에 대한 잔류 인자(remaining factor) 특성이다. 우주방사선 플럭스에 대해 전류 감소는 적고 전압 감소는 많이 발생한다. 누적된 우주방사선 플럭스가 적을 때 전압 및 전력 감소는 많이 발생하고 누적된 플럭스가 증가함에 따라 전압 및 전력 감소율은 낮아진다. Fig. 6(b)는 Gaget2 태양전지 셀의 Voc, Vmp, Isc 및 Imp에 대한 온도 계수 특성이다. 누적된 우주방사선 플럭스에 대해 전류 온도 계수는 약간 증가하며, 전압온도 계수는 감소하며 전류 온도 계수에 비해 상대적으로 변화가 많이 발생한다.

2.2 정지궤도위성 태양전지 배열기 형상

정지궤도위성은 다수의 탑재체를 하나의 위성



Fig. 7. Launch on a Ariane5 rocket

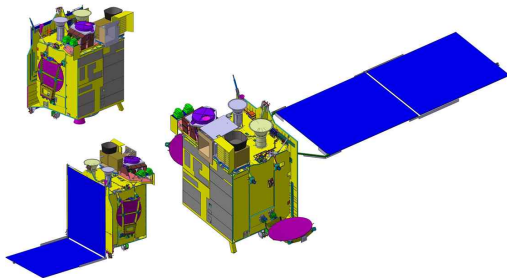


Fig. 8. GEO satellite launch, transfer orbit & on orbit configuration

체 플랫폼에 탑재하고 2010년 6월 26일에 발사되었다[4, 15-16]. Fig. 7은 Ariane5 발사체로 정지궤도위성의 발사 장면이다.

Figure 8은 정지궤도위성의 발사, 천이궤도 및 궤도상 형상이다. 정지궤도위성은 태양전지 배열기 윙을 접고 발사하고, 천이궤도에서 바깥쪽 패널을 부분 전개하며, 액체 원지점 엔진 분사를 통해 정지궤도에 진입하여 2010년 7월 1일에 태양전지 배열기 윙을 완전 전개하였다[15]. 정지궤도위성은 태양전지 배열기 윙을 완전 전개하고 표류궤도(drift orbit)를 돌다 2010년 7월 6일에 동경 128.2°에 안착하였다[16].

Figure 9는 정지궤도위성 태양전지 배열기 윙, witness 태양전지 셀 및 온도 센서들의 위치이다. 태양전지 배열기는 위성체와 열적으로 절연되어 있다. Witness 태양전지 셀은 태양전지 배열기의 안쪽 패널의 앞면에 위치하여 우주방사선에 대한 성능 감소를 예측하기 위해 Voc를 측정하는 데 사용된다. 온도 센서는 태양전지 배열기의 안쪽 및 바깥쪽 패널의 뒷면에 위치하여 패널의 온도를 측정한다. 각 패널은 태양전지 셀 28개가 직렬로 연결된 스트링 59개로 구성되어 있다. 태양전지 배열기의 전체 스트링은 118개로 구성되며, 전체 태양전지 셀은 3304개로 구성된다. Gaget2 태양전지 셀에 내장된 다이오드는 인접 셀을 보호하기 위한 바이패스 역할을 한다[2].

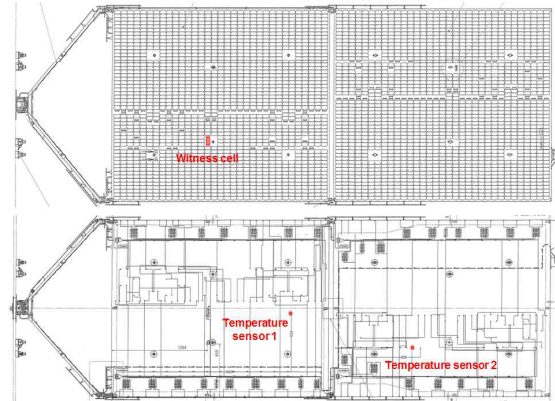
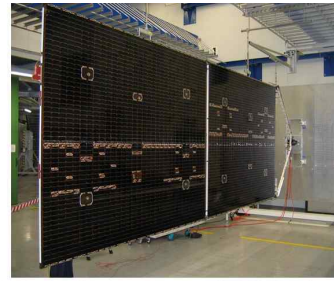


Fig. 9. Solar array wing, location of witness cell & temperature sensors

이 바이패스 다이오드는 스트링의 마지막 셀을 보호하지 못한다. 각 스트링의 마지막 셀은 RWE Space사의 Gaget2-ID2/160-5215 다이오드 스트립을 사용하여 보호된다. 각 스트링은 역방향 전류를 차단하기 위해 패널의 뒷면에 개별 블로킹 다이오드 1N5417과 연결되어 있다[10]. 블로킹 다이오드의 순방향 전압은 1A 및 상온에서 1.0V 이하이다[17]. 정지궤도위성의 전력버스는 태양기간 동안 태양전지 섹션들에 대해 최대전력 추적 방식 대신 선터 방식을 사용한다. 전력버스에 전력 공급을 담당하는 메인 섹션은 안쪽 및 바깥쪽 패널에 107개의 스트링으로 구성되어 있고, 배터리 충전을 담당하는 충전 섹션은 바깥쪽 패널에 11개의 스트링으로 구성되어 있다. 메인 섹션의 동작 전압은 51.5V이다. 충전 섹션의 동작 전압은 배터리 전압에 따라 변경되며 배터리의 충전 완료 전압(40.75V)에서 42.25V이다.

2.3 정지궤도위성 비행 데이터

Figure 10은 정지궤도위성의 발사 이후 궤도에서 매달 협정 세계시 (UTC, Coordinated Universal Time) 09:00부터 13:00까지 4시간 평균한 witness 태양전지 셀의 Voc, 태양전지 배열기 안쪽 및 바깥쪽 패널의 온도이다. 동일 계절에서 바깥쪽 패널과 안쪽 패널의 온도는 최소 4.9°C, 최대 8.0°C 차이를 발생하였다. 발사 이후 궤도에서 안쪽 패널의 온도는 거의 변화가 없었으나

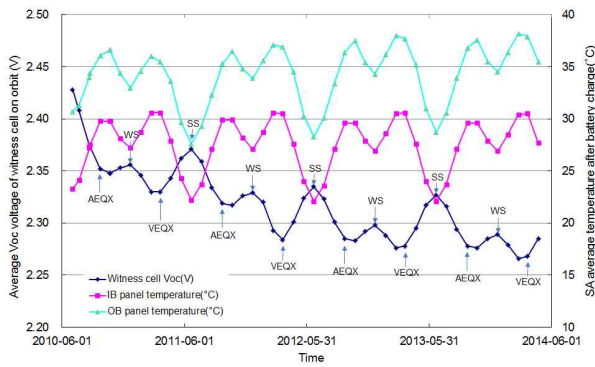


Fig. 10. Voc of witness cell & SA temperature

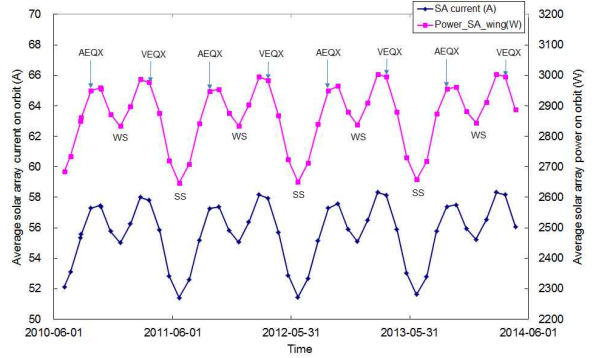


Fig. 12. Solar array total current and power

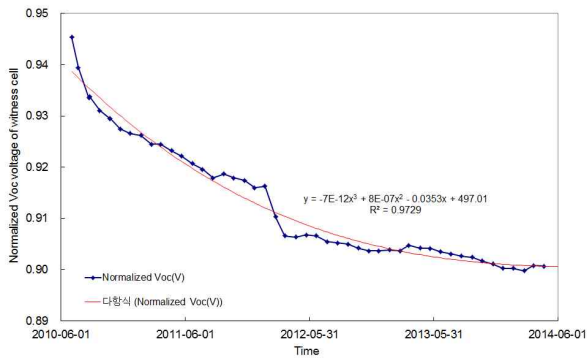


Fig. 11. Normalized Voc of witness cell

바깥쪽 패널의 온도는 점차 상승하고 있다. Witness 태양전지 셀의 Voc는 우주방사선에 의해 감소되어 낮아지고 있다.

Figure 11은 Fig. 10에서 획득한 witness 태양전지 셀의 Voc를 Fig. 5에서 측정한 온도 21°C, Voc 2583mV 및 우주방사선 온도계수로 임무초기와 임무수명 말기 사이에 선형적으로 고려하여 표준화시킨 것이다. Witness 태양전지 셀의 Voc는 Fig. 6(a)와 같이 누적된 우주방사선 플럭스가 적을 때 감소가 많이 발생하고 누적된 플럭스가 증가함에 따라 감소율은 낮아지고 있다.

Figure 12는 정지궤도위성의 발사 이후 궤도에서 매달 협정 세계시 09:00부터 13:00까지 4시간 평균한 태양전지 배열기에서 생성된 전체 전류 및 전력이다. 정지궤도에서 태양전지 배열기에서 생성된 전력은 발사 초기에 비해 추분 때 약 4.6W, 하지 및 동지 때 약 11.2W, 춘분 때 약 18.5W 증가하고 있다. 이는 발사 이후 태양전지 배열기 바깥쪽 패널의 온도가 점차 상승함에 따라 태양전지의 전류가 증가하고, 태양기간 동안 선터 방식을 사용하는 전력버스에서 태양전지 배열기의 동작 전압은 일정한 특성으로 인해 발생한다.

2.4 설계수명 말기에서 정지궤도위성 태양 전지 배열기의 성능 예측

Table 1은 정지궤도에서 태양전지 셀의 비행 데이터에 대한 경향을 분석한 결과를 바탕으로 설계수명 말기에서 태양전지 배열기의 성능 평가와 제작사가 예측한 성능을 비교 분석한 결과를 요약한 것이다. 설계수명 말기에 1MeV/cm² 등가 전자 에너지로 표준화시킨 우주방사선 플럭스는 천이궤도에서 부분 전개된 바깥쪽 패널에 장착된 태양전지 셀의 전류에 대해 5.1E14, 전압에 대해 5.4E14 값을 사용하였고, 안쪽 패널에 장착된 태양전지 셀의 전류에 대해 4.7E14, 전압에 대해 5.0E14 값을 사용하였다.

설계수명 말기 추분에서 태양전지 배열기 제작사가 예측한 안쪽 패널의 온도는 55.5°C, 바깥쪽 패널의 온도는 55.3°C였다. 비행 데이터의 경향 분석(Fig. 10)을 통해 예측한 안쪽 패널의 온도는 30.3°C, 바깥쪽 패널의 온도는 39.1°C이다. 바깥쪽 패널의 온도가 안쪽 패널의 온도보다 높은 것은 패널 앞면에서 발생된 열이 안쪽 패널의 경우 패널 뒷면 및 요크와 전도를 통해 우주 공간으로 복사될 수 있으나 바깥쪽 패널의 경우 패

Table 1. Performance evaluation on orbit vs. estimated data by manufacturer at end of autumnal design life

Item	Trend analysis	Manufacturer
Total 1MeV electron flux at inner panel	current: 4.7E14 voltage: 5.0E14	current: 4.7E14 voltage: 5.0E14
Total 1MeV electron flux at outer panel	current: 5.1E14 voltage: 5.4E14	current: 5.1E14 voltage: 5.4E14
Temperature at autumnal equinox	Inner: 30.3°C Outer: 39.1°C	Inner: 55.5°C Outer: 55.3°C
SA total power at 51.5V without string failure	2794W	2723W

널 뒷면을 통해서만 우주 공간으로 복사될 수 있기 때문에 예상된다. 예측한 설계수명 말기 추분에서 안쪽 패널의 온도는 2013년 추분에서 비행 데이터 29.6°C에 0.7°C(2013년과 2010년 추분에서 비행 데이터의 차이)를 합한 값을 고려하고, 바깥쪽 패널의 온도는 2013년 추분에서 비행 데이터 36.8°C에 0.7°C×10/3(10년 설계 수명 대비 비행 데이터 획득 기간 3년의 비율)을 합한 값을 고려하였다. 설계수명 말기 추분에서 예측한 태양전지 배열기 패널 온도는 E2000+ 패널의 궤도에서 온도[18]와 유사하였다.

태양전지 배열기의 전력은 식(2)

$$I = I_{sc} - I_o \times \left[\exp\left(\frac{V + I \times R_s}{V_T}\right) - 1 \right] \quad (2)$$

$$V_T = \frac{V_{mp} \times (I_{sc} - I_{mp})}{I_{mp}}$$

$$I_o = \frac{I_{sc}}{\exp(V_{oc}/V_T) - 1}$$

$$R_s = (V_T/I_{mp}) \times \ln\left(\frac{I_{sc} - I_{mp}}{I_o}\right) - \frac{V_{mp}}{I_{mp}}$$

with;

$I \times R_s \approx 0$

I_{sc} : short circuit current

I_{mp} : current at max power point

V_{mp} : voltage at max power point

V_{oc} : open circuit voltage

와 같이 계산한다[19]. 설계수명 말기에서 태양전지 셀의 전체 전류 손실 인자(loss factor)는 태양강도, 자외선/미세운석, 불일치 및 오차 등이다. 불일치 및 오차에 의한 태양전지 셀의 전류 손실 인자는 식(3)

$$RSS = 1 - \frac{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2 + \dots}}{100} \quad (3)$$

with a, b, c are loss factor in %

과 같이 각 손실 항목의 근의제곱합(RSS, Root Sum Square)으로 계산한다. 손실 항목은 셀의 불일치, 교정 및 정렬 오차를 고려한다. 태양전지 배열기의 전력 계산에서 온도 함수는 식(4)

$$I_{sc}(T) = I_{sc}(T_0) + (dI_{sc}/dT) \times \Delta T \quad (4)$$

$$I_{mp}(T) = I_{mp}(T_0) + (dI_{mp}/dT) \times \Delta T$$

$$V_{mp}(T) = V_{mp}(T_0) + (dV_{mp}/dT) \times \Delta T$$

$$V_{oc}(T) = V_{oc}(T_0) + (dV_{oc}/dT) \times \Delta T$$

with;

$\Delta T = (T - T_0)$

T_0 : reference temperature

dV/dT or dI/dT : temperature coefficients

와 같이 계산한다. 태양전지 배열기의 전력 계산

에서 우주방사선 함수는 식(5)

$$I_{sc}(\Phi) = R(I_{sc}) \times I_{sc} \quad (5)$$

$$I_{mp}(\Phi) = R(I_{mp}) \times I_{mp}$$

$$V_{mp}(\Phi) = R(V_{mp}) \times V_{mp}$$

$$V_{oc}(\Phi) = R(V_{oc}) \times V_{oc}$$

with;

R : remaining factor

Φ : equivalent 1MeV electron flux

와 같이 계산한다. 설계수명 말기에서 예측한 태양전지 배열기의 전력은 블로킹 다이오드의 순방향 전압 감소 1.0V, 스트링 내에서 셀과 셀 사이의 연결 저항 및 생성된 전력을 전송하기 위한 하니스 저항에 의한 전압 감소도 고려하였다.

설계수명 말기 추분에서 스트링 실패가 없을 때 51.5V 동작 전압에서 태양전지 배열기의 전력은 제작사 경우 2723W였고 정지궤도에서 성능평가 경우 2794W로 예측된다. 정지궤도에서 성능평가를 바탕으로 예측한 태양전지 배열기의 전력은 제작사가 예측한 전력보다 약 71W(2.6%) 정도 많을 것으로 예상된다. 이는 설계수명 말기 정지궤도 추분에서 태양전지 배열기 패널의 온도가 제작사가 예측한 온도보다 최소 16°C 정도 낮을 것으로 예상되고, 태양전지 배열기의 제작사 경우 태양 조사 에너지를 태양상수 1371±5W/m²보다 낮은 1353W/m²를 값을 사용하기 때문에 차이가 발생한다.

III. 결 론

본 논문은 정지궤도위성 비행 데이터를 이용하여 Gaget2-ID2/160-8040 GaAs 태양전지 셀의 성능에 대한 경향을 분석하였다. 경향 분석 결과를 바탕으로 설계수명 말기에서 태양전지 배열기의 전력 성능을 예측하였다. 설계수명 말기 추분에서 예측한 태양전지 배열기의 전력 성능은 제작사가 제공한 전력 성능과 비교하였다. 정지궤도에서 설계수명 말기 추분에서 스트링 실패가 없을 때 예측한 태양전지 배열기의 전력은 제작사가 예측한 전력보다 약 2.6% 정도 많을 것으로 예상된다. 이는 설계수명 말기 정지궤도 추분에서 태양전지 배열기 패널의 온도가 제작사가 예측한 온도보다 최소 16°C 정도 낮을 것으로 예상되고, 태양전지 배열기의 제작사 경우 태양 조사 에너지를 태양상수 1371±5W/m²보다 낮은 1353W/m²를 값을 사용하기 때문에 차이가 발생한다. 정지궤도에서 경향 분석한 결과를 통해 태양전지 배열기의 전력 성능을 평가한 결과 태양전지 셀은 현저한 성능감소 없이 정상적으로 동

작되고 있음을 알 수 있었다.

태양 에너지를 전기 에너지로 변환하여 인공 위성에게 필요한 1차 전력을 생산하는 태양전지 배열기에 대한 최적의 용량 결정은 위성의 무게 및 부피 측면에서 매우 중요하다. 태양전지 배열기의 정지궤도에서 전력 성능 평가는 개발 중인 위성에서 최적의 사이징을 위한 데이터로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

References

1) H.D. Kim and all, "Remote Sensing - Advanced Techniques and Platforms - Chapter 11 COMS, the New Eyes in the Sky for Geostationary Remote Sensing," *INTECH*, pp. 236-268, Jun. 13, 2012.

2) J.C. Koo, E.C. Kim, S.K. Lee and S.W. Ra, "Electrical Power Subsystem Operation in Launch and Transfer Orbits of the Geostationary Satellite," *Proceeding of the 2010 KSAS Fall Conference*, pp. 964-967, 2010.

3) J.C. Koo, S.K. Lee and S.W. Ra, "Solar Array Design for Geostationary Satellite," *Proceeding of the 2009 KSAS Spring Conference*, pp. 791-964, 2009.

4) J.C. Koo and E.C. Kim, "COMS Electrical Power Subsystem Preliminary Design," *Journal of the Korea Society of Space Technology*, Vol. 1, No. 2, pp. 95-100, Dec. 2006.

5) M.D. Griffin and J.R. French, "Space Vehicle Design," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, Ed. 2, pp. 490-495, 2004, Virginia, USA.

6) A. Ketsdever, "Electrical Power Subsystem," *MAE 5595, Lesson 11*, University of Colorado at Colorado Springs.

7) P. Fortescue, J. Stark and G. Swinerd, "Spacecraft Systems Engineering," *John Wiley and Sons*, Ed. 3, pp. 20-36, 2003, UK.

8) R.E. Smith and G.S. West, "Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for Use in Space Vehicle Development, 1982 Revision (Volume 1)," *NASA TM-82478*, pp. 1-11 to 1-12, Jan. 1983, USA.

9) B.E. Anspaugh, "Ga/As Solar Cell Radiation Handbook," *JPL Publication 96-9*, pp. 5-21 to 5-23, Jul. 01, 1996.

10) A. Caon, C. Signorini, A. Bals and K. Dettlaff, "Multi-Junction GaAs Photovoltaic Assembly Technology for Very Severe LEO Environment Missions," *18th Space Photovoltaic Research and Technology Conference*, Sep. 16-18, 2003, Ohio Aerospace Institute, USA.

11) G. Strobl and all, "Development and Qualification Status of European Triple Junction Solar Cell for Space Applications," *Proceedings of the 19th European Photovoltaic Energy Conference*, Jun. 7-11, 2004, Paris, France.

12) G.F.X. Strobl and all, "Evolution of Fully European Triple GaAs Solar Cell," *Proceedings of the 7th European Space Power Conference*, May 9-13, 2005, Stresa, Italy.

13) Cell Type: 3G-27% Datasheet, Azur Space, <http://www.azurspace.com>.

14) K. Dettlaff and all, "Qualification of European Triple- Junction Solar Cells with Astrium PVA Technology," *Proceedings of the 8th European Space Power Conference*, Sep. 14-19, 2008, Constance, Germany.

15) J.C. Koo and S.W. Ra, "Electrical Power Subsystem Performance Evaluation of the GEO Satellite," *Journal of the Korea Industrial Information System Research*, Vol. 19, No. 1, pp. 31-41, Feb. 2014.

16) "Update on COMS Program," *Report of the 38th Meeting of the Coordination Group for Meteorological Satellites*, CGMS-38 KMA-WP-02, Nov. 08-12, 2010, New Delhi, India.

17) JANS 1N5417 Datasheet, Microsemi Corp., <http://www.microsemi.com>.

18) S. Cote, "Linear Analogue Sun Sensor Specification," EUR3-SP-06988-T-MMS, *Astrium*, Mar. 24, 2005.

19) J.H. Park and Y.K. Chang, "Study on Power Analysis and Test Verification for STSAT-2 Solar Array," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 5, pp. 507-517, May 2010.