

과학기술위성 2호 태양전지 배열기의 전력 성능 분석 및 시험 검증 연구

박제홍*, 장영근**

Study on Power Analysis and Test Verification for STSAT-2 Solar Array

Jehong Park* and Young Keun Chang**

ABSTRACT

The KOREAN AIR - R&D Center has developed a solar array for STSAT-2 Flight Model, SaTReC-KAIST, using a fully localized technology and has verified the performance through a launch vibration test, orbit environment test and electrical performance test. The solar array will be launched at NARO Space Center by KSLV-I which is the first Korean launch vehicle, in May 2010.

In this paper, a current-voltage curve that shows the power characteristics of solar arrays was derived by applying elements that affects the power performance of STSAT-2's solar arrays to the solar cell equivalent models. The result was compared to LAPSS test results, and accuracy of the solar cell equivalent model and the power performance simulation has been analyzed.

초 록

대한항공 기술연구원은 한국과학기술원 인공위성연구센터의 과학기술위성 2호 태양전지 배열기 비행모델을 순수 국내기술로 개발하고, 그 성능을 발사환경시험, 궤도환경시험 그리고 모사 태양광 조사 시험을 통해 검증하였다. 개발된 태양전지 배열기가 탑재된 과학기술위성 2호는 국내 최초의 소형위성 발사체인 KSLV-I에 탑재되어 2010년 5월 나로우주센터에서 발사될 예정이며, 발사 후 위성 운용 데이터를 통해 저궤도에서의 개발된 국산 태양전지 배열기의 우주 인증을 수행할 예정이다.

본 연구에서는 과학기술위성 2호 태양전지 배열기의 전력 성능에 영향을 미치는 요소들을 태양전지 등가모델에 적용하여 태양전지 배열기의 전력 특성을 나타내는 전류-전압 곡선을 도출하고, 이를 모사 태양광 조사를 통한 성능 시험 결과와 비교함으로써 태양전지 등가 모델 및 전력 성능 시뮬레이션의 적합성을 검증하였다. 본 논문의 태양전지 배열기 등가 모델 및 전력 성능 시뮬레이션은 과학기술위성 2호의 관제 운용에 있어, 전 임무 기간 동안 생성 전력용량에 따른 최적의 부하운용에 사용될 수 있을 것으로 예상된다.

Key Words : Satellite(인공위성), Solar Array(태양전지배열기), I-V Curve(전류-전압 곡선), Power Simulation(전력 분석 예측), LAPSS Test(모사 태양광 조사 시험)

† 2009년 5월 12일 접수 ~ 2010년 4월 28일 심사완료

* 정회원, 대한항공항공기술연구원

교신저자, E-mail : jehongpark@koreanair.com

대전 유성구 전민동 461-1

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

1. 서 론

태양전지 배열기(Solar Array, SA)는 태양으로부터의 빛 에너지를 직접 전기에너지로 변환해

인공위성의 각종 부하에 전력을 공급해주는 가장 보편적인 전력 생성장치이다. 인공위성의 관제 운용에 있어 위성의 본체 및 탑재체 부하의 최적 운용은 태양전지 배열기의 생성전력을 정확하게 파악함으로써 가능하다. 태양전지 배열기의 생성 전력 및 부하와의 관계는 태양전지 배열기의 특성인 전류-전압 곡선(I-V Curve)과 위성의 부하 곡선 의해 표현될 수 있다. 운용 중인 태양전지 배열기의 생성 전력은 인공위성에 장착된 센서에 의해 측정 가능한 텔레메트리(Telemetry, TLM)인 태양전지의 개방전압 및 단락전류 정보만으로 전체 전력을 개략적으로 추정하므로, 인공위성 전체 부하에 따른 동작점에 대한 생성 전력을 예측하는 것은 실제적으로 불가능하다. 따라서 태양전지 배열기의 전력량에 영향을 미치는 요소들을 고려하여 태양전지 해석모델에 적용하고, 이를 이용해 임무기간 동안의 태양전지 배열기의 I-V 곡선을 도출할 수 있는 프로그램을 개발, 이를 실제 장착된 태양전지 배열기의 시험 결과와 비교, 검증하는 것은 인공위성의 관제 및 운용에 있어 생성전력용량에 따른 최적의 부하운용을 수행하는 데 크게 활용될 수 있는 중요한 요소라 할 수 있다[1].

본 논문에서는 위성의 최대전력추적기가 태양전지 배열기의 최대 전력 생성점의 추적 정확도가 높다 가정할 때, 태양전지 배열기의 전기적 설계 결과 및 운용 특성을 분석함으로써, 수치해석이 어려운 다접합 태양전지의 등가 해석모델 및 전력 생성 성능 분석 방법을 제시하고, 이를 이용해 분석된 전력생성능력 분석 결과가 실제 장착된 비행모델(Flight Model, FM) 태양전지 배열기의 모사 태양광 조사 시험 결과 값(Large Area Pulsed Solar Simulation Test, 이하 LAPSS Test)과 일치되는지 비교함으로써, 전력성능 예측 방법 및 태양전지배열기 비행모델의 전기적 설계 적합성을 검증한다. 또한 이를 통해 운용시 최적 부하운용을 수행할 태양전지 배열기의 전력 특성을 제시한다.

II. 본 론

2.1 과학기술위성 2호 태양전지배열기

일반적으로 태양전지 배열기는 기계적 지지를 위한 태양전지 패널(Solar Panel Substrate), 전력 생성을 위한 태양전지(Solar Cell, SCA), 생성된 전력을 전송하는 배선 및 전기회로 그리고 태양전지 배열기의 온도를 측정하는 온도센서 등으로

구성된다. 과학기술위성 2호 (이하, STSAT-2)의 태양전지 배열기도 이와 마찬가지로 태양전지 패널과 태양전지, 전기회로 및 배선 그리고 온도센서 등으로 구성되어 있으며, 각 구성 부품 별 상세 내역은 표 1과 같다[2][3].

최근 우주비행체에서 가장 많이 사용되고 있는 태양전지는 17.5%의 효율을 갖는 실리콘 BSF (Back Surface reflection Function) 태양전지와 최대 28.5%의 효율을 갖는 갈륨-비소(GaAs) 다접합 태양전지이다. 과학기술위성 2호는 면적 대비 효율이 우수한 GaAs 다접합 태양전지 중에서 GaAs/GaInP/Ge 형태의 삼중접합 태양전지를 사용하였다. 사용된 GaAs 다접합 태양전지는 기존의 실리콘 태양전지보다 30% 정도의 무겁고, 기본재료인 GaAs가 높은 취성을 갖는 단점에도 불구하고, 단위전압이 높고, 최신의 실리콘 태양전지와 비교해 약 60% 높은 전력 변환 효율로 인해, 소형위성 뿐 아니라 대형의 정지궤도 위성까지 그 사용 영역을 점차 확대해 나가고 있다.

과학기술위성 2호 태양전지 배열기 제작에는 두 가지 종류의 태양전지가 사용되었다.

일반적으로 인공위성에 사용되는 태양전지는 한 가지 종류의 태양전지를 선정하여, 전력 특성을 확인한 후, 특성이 같은 한 가지 종류의 태양전지를 사용한다. 그러나 과학기술위성 2호는 우주용 태양전지시스템의 국산화 제작기술을 검증하고, 국산화 태양전지시스템의 성능을 비교, 검증하기 위하여, 준비행모델(PFM)에는 우주인증이 완료된 중국에서 제작된 태양전지배열기를 수입하여 사용하고, 비행모델에서는 이와 동일한 사양의 태양전지 셀을 이용하여 국내 인력의 설계 요소를 반영, 회로, 구조물 및 기타 재료를 새롭게 구성하여 설계/제작한 태양전지배열기를 이용하였다.

이러한 이유로 주 태양전지배열기에는 중국 TIPS사의 TJ CIC 태양전지 셀이, 보조 태양전지배열기에는 미국 EMCORE Photo-voltaic사의 ATJ CIC 태양전지 셀이 사용되었다.

주 태양전지 배열기에 사용된 주 태양전지는 GaInP/GaAs/Ge의 구조를 갖는 삼중접합 태양전지로서 약 25.1%의 전력 변환 성능을 가지고 있으며, 스트링당 25개의 태양전지를 직렬로 연결하고 각 스트링당 역전류 방지용 다이오드를 부착하는 방식으로 제작되었다. 패널당 9개의 스트링을 병렬로 연결하는 방식으로 제작되었으며, 총 225개의 태양전지가 사용되었다.

보조 태양전지 배열기는 미국 EMCORE사의 ATJ 태양전지를 이용해 제작되었으며, 약 27.5%

의 전력 변환 성능을 갖는 InGaP/InGaAs/Ge의 구조의 삼중접합 태양전지 25개를 이용해 1개의 스트링과 회로를 구성하고 있다. 표 2는 각 태양전지의 대표적 성능 지표를 나타내며, 표 3은 제작된 태양전지 배열기의 스트링 및 배열기 회로의 구성을 보여준다.

표 1. STSAT1-2 태양전지 배열기 구성

구성품	내역	비고
태양전지 패널	M60J 탄소섬유	면재
	알루미늄 하니콤 코어	심재
	KAPTON 200HN	절연재
태양전지	GalnP/GaAs/Ge 삼중접합 태양전지	주태양전지 TIPS TJ CIC
	InGaP/InGaAs/Ge 삼중접합 태양전지	보조태양전지 ATJ CIC
역전류 방지 다이오드	1N5417	JANTXV
회로 보드	Diode Board	RTV Pad
배선	ETFE Silver plated	ESA 3901-012 AWG 26
단자	Silver plated Kovar	-
온도센서	Thermo couple	-

표 2. STSAT-2 태양전지 특성

항목	TIPS TJ CIC	ATJ CIC
구성	GalnP/GaAs/Ge 삼중접합	InGaP/InGaAs/Ge 삼중접합
크기	30.8mm x 40.3mm	30.0mm x 40.0mm
두께	250um	280um
무게	1.675±0.1g	1.65±0.15g
효율	25.1±0.5%	27.5±0.5%

표 3. STSAT-2 태양전지 배열기 특성

항목	주 태양전지배열기		보조 태양전지배열기	
	+X	-X	+Z	-Z
태양전지	GalnP/GaAs/Ge TJ CIC by TIPS China		InGaP/InGaAs/Ge ATJ CIC by EMCORE U.S.	
구성	25 Cells/String 9 Strings/Panel		25 Cells/String 1 Strings/Panel	
크기	700x547x25mm ³		380x170x12mm ³	
무게	1375.1±0.5g	1358.5±0.5g	240.1±0.5g	241.4±0.5g
생성전력	90.19W	90.24W	11.22W	11.40W

2.2 태양전지 등가 모델

일반적인 태양전지의 동작은 광전효과 (Photovoltaic Effect, PV효과)에 기인한다. PV 효과에 의한 전류 생성은 빛이 인가될 경우에 P-N 다이오드의 접합부위에서 전류를 생성하므로, 그림 1과 같이 빛이 없을 경우에는 일반적인 다이오드의 특성과 동일하게 동작하며, 빛이 인가될 경우에 일반적인 다이오드 특성에 정 전류원에 의한 전류 증분이 있는 것과 같은 특성을 보인다. 따라서 태양전지의 등가회로는 그림 2와 같이 역방향의 다이오드에 정 전류원이 병렬로 인가된 형태로 모델링 할 수 있다[2].

그러나 과학기술위성 2호에 사용된 삼중접합 태양전지의 경우 그림 3과 같이 전자가 추출되는

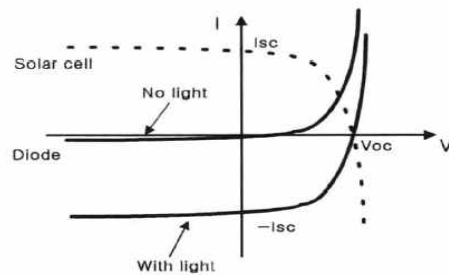


그림 1. 태양전지 I-V 특성곡선

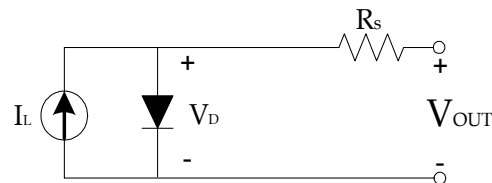


그림 2. 태양전지 등가회로 모델

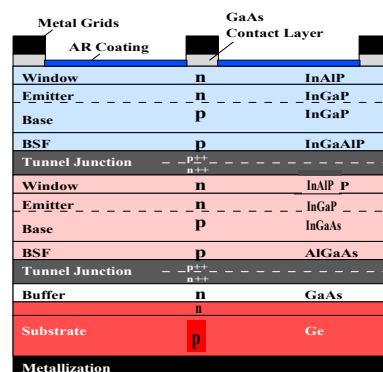


그림 3. GaAs 다접합 태양전지 단면도

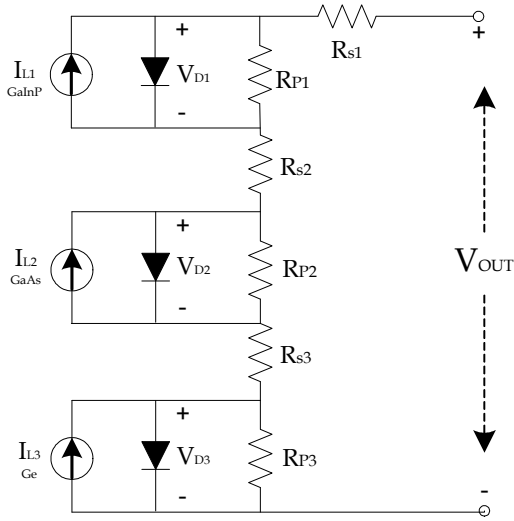


그림 4. 삼중접합 태양전지 등가 모델

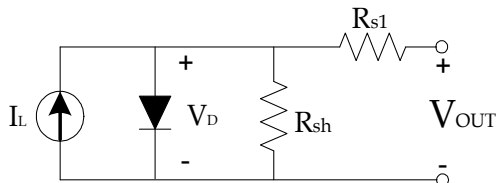


그림 5. 삼중접합 태양전지 근사 등가모델

P-N 접합부위가 GaAs, GaInP, Ge의 3개로 광원에 의한 정 전류원은 3개의 접합부위에서 동시에 발생되므로, 정확한 모델링을 위해서는 그림 4와 같이 등가모델이 구성되어야 한다.

이러한 등가 모델의 경우 태양전지 각 접합층의 RS2 및 RS3, 실제 접합 부위별 재결합 비율 그리고 광전효율이 입사광의 품질에 따라 상호작용으로 변화하기 때문에 수식화 할 경우 오히려 오차가 증가하게 되는 문제가 발생하게 된다. 따라서 본 논문에서는 그림 4의 태양전지 적층 단면을 고려해 직접 입사를 일으키는 RS1을 GaInP 재질의 이론값으로 고정하고, I-V 곡선의 곡선 최적화(Curve Fitting)를 좌우하는 나머지 병렬 저항을 하나의 등가 저항 Rsh로 단순화하는 방법으로 태양전지를 근사 등가화 하였다. 근사화된 등가 모델은 그림 5와 같다.

그림 5의 근사 등가 모델은 식(1)과 같이 수식화 할 수 있다[6].

$$I = I_L - I_0 \left(e^{\frac{q(V_{out} + R_{s1}I)}{AkT}} - 1 \right) - \frac{V_{out} + R_{s1}I}{R_{sh}} \quad (1)$$

여기서,

- I= 부하에 흐르는 전류
- IL= 태양전지의 광전류
- q=1.6E-19 [C], 전자의 전하량
- k=1.381E-23 [J/K], Boltzmann 상수
- A=Curve Fitting 상수 (1~5, 임의값)
- I0=이상 다이오드의 역포화 전류
- T=절대온도 [K]

식(1)에서 대부분의 변수 값들은 태양전지 제작업체의 시험 데이터로부터 구할 수 있으나, 광전류인 IL과 역포화전류인 I0는 시험적으로 값을 도출하기 어렵다. 또한 식(1)이 단접합 태양전지의 등가모델 해석 수식이 아니라, 궁극적으로 그림 4의 등가 모델에서 단순화 된 수식이므로 앞서 언급한 것과 같이 RS1과 Rsh는 각 접합별 저항요소의 온도변화 및 우주방사선에 따라 상호작용에 의한 변이가 커, 태양전지 제작업체의 시험 결과에 의해 구해진 통계적 시험 수치를 사용할 경우 오히려 오차가 커지는 문제가 발생하게 된다. 따라서 등가모델의 수치해석을 위해서는 그림 6과 같이 온도, 입사광량, 입사광도 및 우주방사선 피폭량 등 여러 가지 환경 요소에 따라 임피던스(Impedance)의 상호작용에 의해 특성이 쉽게 변화되는 RS1 및 실험값의 도출이 어려운 I0, VT를 쉽게 구할 수 있는 수식의 형태로 식(1)을 변형하는 것이 필요하다.

다시 말해, 태양전지 배열기의 전력 성능 분석 및 예측을 위해서는 일반적인 등가 모델 수식의 상수들이 여러 환경적, 운용적 요인에 따라 변화되는 식(1)의 I0, VT 및 RS1의 상수를 태양전지 구매 시 확보할 수 있는 데이터인 Isc, Imp, Vmp, Voc의 조합으로 대체하도록 식을 적절하게 변형하여 등가 모델에 대한 수치 해석이 가능한 수식으로 변환하는 것이 필요하다.

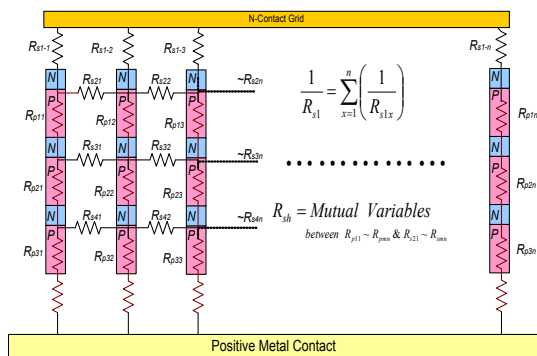


그림 6. 등가 저항 관계도

2.3 다접합 태양전지용 등가 모델

2.2절의 그림 1에서 암전상태에서의 태양전지의 등가모델 수식은 식(2)와 같다.

$$I = I_L - I_0 \left(e^{\frac{qV_{out}}{AkT}} - 1 \right) \quad (2)$$

이 때 단락전류 I_{sc} 는 $V_{out}=0$ 일 경우 생성되는 전류이므로 식(2)에서 I_L 은 일반적으로 I_{sc} 로 치환될 수 있다. 또한 식의 간편성을 위해 수학적 상수 값인 $\frac{AkT}{q}$ 를 V_T 로 치환하면, 식(1)은 식(3)과 같이 단순화된다.

$$I = I_{sc} - I_0 \left(e^{\frac{(V_{out} + R_{s1}I)}{V_T}} - 1 \right) - \frac{V_{out} + R_{s1}I}{R_{sh}} \quad (3)$$

식(3)에서 $R_{sh} \gg R_{s1}$ 이므로 $\frac{V_{out} + R_{s1}I}{R_{sh}} = \frac{V_{out}}{R_{sh}}$ 로 근사화될 수 있다. 일반적으로 실리콘 단접합 태양전지의 경우 $V_{mp,s}/R_{sh,s} = 0.03A$ 로 I_{sc} 의 3% 정도이므로 오차를 고려하더라도, 수식의 간편성을 위해 이 항을 무시하고 사용하지만, 다중접합 태양전지의 경우 생성 기본 전압이 높기 때문에 $V_{mp,aks}/R_{sh,aks} = 0.12A$ 로 I_{sc} 의 30%에 이르도록 높아 이 항을 무시할 경우, 큰 오차 발생의 원인이 된다. 따라서 본 논문에서 식(3)은 식(4)와 같이 변경될 수 있으며, 식(4)에서 $I=0$ 이면, $V_{out} = V_{oc}$ 이므로, I_0 는 식(5)와 같이 도출된다.

$$I = I_{sc} - I_0 \left(e^{\frac{(V_{out} + R_{s1}I)}{V_T}} - 1 \right) - \frac{V_{out}}{R_{sh}} \quad (4)$$

$$I_0 = \frac{I_{sc} - \frac{V_{oc}}{R_{sh}}}{e^{V_{oc}/V_T} - 1} = \frac{I_{sc}R_{sh} - V_{oc}}{R_{sh}(e^{V_{oc}/V_T} - 1)} \quad (5)$$

그러나 식(5)는 수치해석시 $V_T = \frac{AkT}{q}$ 를 상수화 해야 하고, 이는 수치해석 프로그램에서 변수 값의 발산을 자주 일으키는 문제를 발생시킬 가능성이 높다. 따라서 수치해석상의 문제를 줄이기 위해서는 V_T 를 태양전지 성능에 연동되어 변화하는 연동 변수로 등가화 하는 것이 필요하다. 이를 위해 본 논문에서는 식(4)의 R_{sh} 를 태양전지 제조사별 시험적 통계 수치로 고정시키고, 이에 따른 V_{out}/R_{sh} 항을 부하전압에 따라 상수로 감산해주는 방법으로 전력 분석을 수행하였다.

또한 과학기술위성 2호의 태양전지 배열기가 최대전력추적기(Maximum Peak Power Tracker, 이하 MPPT)를 사용하므로, 부하 지점은 MPPT의 오차와 온도를 고려하더라도 위성의 부하와는 상관없이 V_{mp} 부근에서 최대량의 전력을 생성하는 특성을 이용해, 최대 부하지점에서 $\frac{dP}{dV} = 0$ 인 동작 특성을 통해 나머지 변수인 V_T, I_0, R_{s1} 을 다음과 같이 정리하였다.

$$\frac{dP}{dV} = I_{sc} + I_0 - I_0 e^{\frac{V_{mp} + I_{mp}R_{s1}}{V_T}} \left(1 + \frac{V_{mp}}{V_T} \right) = 0 \quad (6)$$

$$\frac{I_{mp}}{I_{sc}} = 1 - \left(\frac{I_0}{I_{sc}} \right) e^{(V_{mp} + I_{mp}R_{s1})/V_T} \quad (7)$$

따라서

$$V_T = \frac{V_{mp}(I_{sc} - I_{mp})}{I_{mp}} \quad (8)$$

$$R_{sh} = \frac{V_T}{I_{mp}} \ln \left(\frac{(I_{sc} - I_{mp})}{I_0} \right) - \frac{V_{mp}}{I_{mp}} \quad (9)$$

과 같이 정리된다.

2.4 과학기술위성 2호용 태양전지의 전류-전압 곡선

전술한 바와 같이, 과학기술위성 2호는 GaAs/GaInP/Ge 계열의 삼중접합 태양전지를 사용하여 제작되었다. 주 전력을 생성하는 주 태양전지 배열기에는 중국 TIPS사의 TJ CICs가 사용되었고, 보조 태양전지 배열기에는 미국 EMCORE사의 ATJ CICs가 사용되었다. 태양전지 각각의 전력 특성 변수는 AM0(Air Mass 0)의 다파장 모사태양광시험을 통해 측정된 수치가 제공되었으며, 과학기술위성 2호에 사용된 태양전지의 변수 평균치는 표 4와 같다.

표 4. STSAT-2용 태양전지의 전력특성 변수

	TIPS TJ CIC	EMCORE ATJ CIC	비고
Isc[A]	0.1912	0.2022	Losses 1.Mismatch 2.V _{drop} 3.Misalign
Imp[A]	0.1855	0.1942	
Vmp[V]	2.32	2.293	
Voc[V]	2.64	2.611	
FF	85.3	84.4	
Eff	25.94	28.0	
R _{sh} [Ω]	20		
T [°K]	298		=25°C

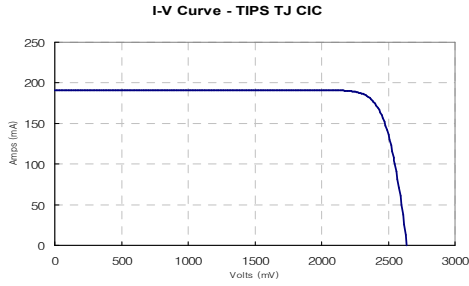


그림 7. TIPS TJ CIC I-V 곡선

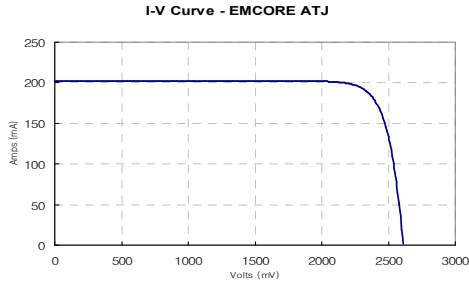
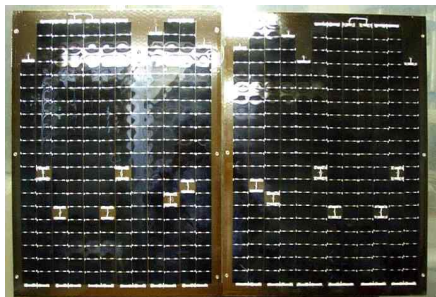


그림 8. EMCORE ATJ CIC I-V 곡선

앞선 2.3절의 식(6) ~ 식(8)의 각 항목에 표 4에서 정리된 일정 온도에서의 태양전지 특성 변수를 대입해 부하를 0~∞ 까지 변화시키면서 식(4)를 Newton - Raphson 방법으로 수치해석을 수행하면, 태양전지의 I-V 곡선을 얻을 수 있다. 그림 7과 그림 8은 과학기술위성 2호에 사용된 각 태양전지의 성능 특성을 나타내는 I-V 곡선을 보여준다.

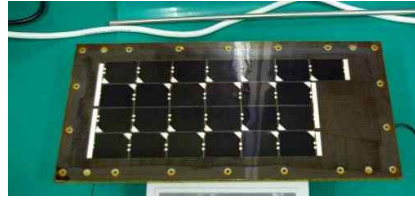
2.5 과학기술위성 2호 태양전지 배열기의 생성 전력량 추정

2.1 절에서 언급한 것과 같이 과학기술위성 2호의 태양전지 배열기는 표 3의 설계와 같이 배열, 제작되었으며, 그 제작 결과물인 비행 모델의 형상은 그림 9 및 그림 10과 같다.

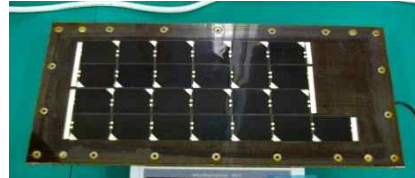


■ STSAT2-2410-1, Kapton Side ■ STSAT2-1410-1, Kapton Side

그림 9. STSAT-2 주 태양전지 배열기 형상



■ STSAT2-7000-1



■ STSAT2-8000-1

그림 10. STSAT-2 보조 태양전지 배열기 형상

본 논문에서는 태양전지 구매시 제작사에서 제공되는 정보인 개별 태양전지의 단락전류(Isc), 개방전압(Voc), 최대전력점(Pmp = Vmp × Imp) 값을 이용해 제작된 태양전지 배열기에 해당하는 Isc, Voc, Imp, Vmp를 산출하고, 2.3절에서 정리한 수치 해석 모델에 이 수치를 적용하여 BOL, 25℃ 환경조건에 해당하는 각 태양전지 배열기의 전력 생성량을 추정하고 이를 LAPSS 시험 결과와 비교하여 적용 타당성을 검증한다.

2.5.1 주 태양전지 배열기 생성 전력량 추정

주 태양전지 배열기는 표 3과 같이 중국 TIPS사의 삼중접합 태양전지 25개를 이용해 제작된 9개의 스트링으로 구성된다. 각 스트링은 역전류 방지 다이오드로 보호되며, 태양전지 배열기의 (+)단자와 (-)단자는 단자당 각각 6개씩 구성된 3.5m 길이의 전선으로 본체와 연결된 회로로 제작되었다. 회로에 사용된 전선 및 역전류 방지 다이오드의 사양은 표 5에 정리하였다.

태양전지 배열기 각 패널의 회로 구성은 태양전지 스트링 양단에서 LAPSS 시험장비의 부하 입력단 까지의 전압을 강하시킨다. 따라서 패널의 Voc, Vmp는 식 (12)와 같이 구성된다.

표 5. 태양전지 배열기의 전압강하 회로 소자

항목	규격	전압강하 성능	비고
다이오드	JANTXV 1N5417	$V_{th-nom} = 0.7V$	@25℃
전선	ESA3901-012 AWG26	$I_{max} = 2.5A$ $R_{max.dc} = 149\Omega/km$	@25℃

$$V_{oc,panel} = \left(\sum_{n=1}^{25} V_{oc,sca} \right) \quad (12)$$

$$V_{mp,panel} = \left(\sum_{n=1}^{25} V_{mp,sca} \right) - V_{drop}$$

또한 표 4에서 V_{drop} 은 식(13), (14)과 같이 수식화 될 수 있다.

$$R_{Harness} = \frac{R_{max,dc}}{1000} \times l_{wire} \quad (13)$$

$$V_{drop} = V_{diode} + \left(1.2 \sum_{n=1}^9 I_{sc,n} \times \frac{R_{Harness}}{6} \right) \quad (14)$$

태양전지 배열기 회로의 모든 역전류 방지 다이오드의 전압 강하량을 0.7V로 일정하다고 가정하면, 태양전지 스트링의 양 단자로 부터의 패널 당 총 전압 강하는

$$l_{wire} = 3.5m \quad I_{sc,panel} = \sum_{n=1}^9 I_{sc,n} = 1.89A$$

$$R_{max,dc} = 149\Omega/km \quad V_{diode} = 0.7V$$

인 상태에서 계산되므로 $V_{drop} = 0.8975V$ 가 된다.

따라서 과학기술위성 2호 주 태양전지 배열기의 패널별 전기적 특성 변수는 사용된 태양전지의 성능 변수의 합산을 통해 계산될 수 있으며, 이를 표 6에 정리, 기술하였다. 표 6에서 접촉저항인 R_{sh} 은 태양전지 제조사의 시험식이 아닌 GaAs 다접합 태양전지에서 많이 사용되는 값인 $R_{sh} = 20\Omega$ 을 사용하였다.

I-V 곡선을 그리기 위해서 2.3절에서 언급한 방법에 표 6의 변수를 적용하여 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과, 그림 11과 그림 12와 같은 결과를 도출하였다.

표 6. STSAT-2 주 태양전지 배열기 패널의 전기적 변수

	STSAT2-1410-1	STSAT2-2410-1	비고
Isc[A]	1.718	1.697	Losses 1.Mismatch 2.Vdrop 3.Misalign
Imp[A]	1.593	1.575	
Vmp[V]	58.627	59.36	
Voc[V]	66.99	67.13	
$R_{sh} [\Omega]$	20		
T [°K]	298		=25°C

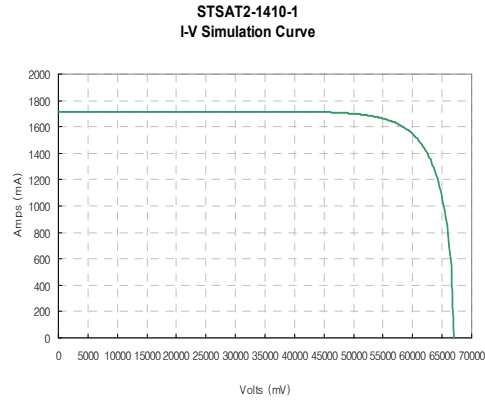


그림 11. STSAT2-1410-1 주 태양전지 배열기 시뮬레이션 결과

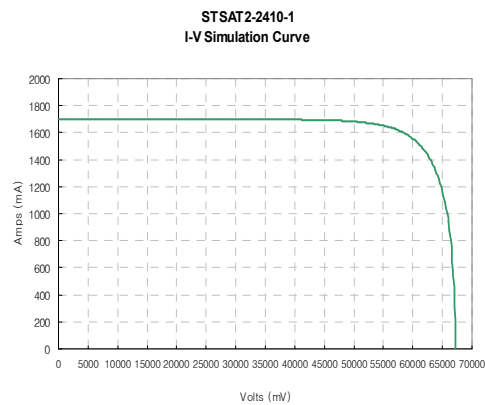


그림 12. STSAT2-2410-1 주 태양전지 배열기 시뮬레이션 결과

2.6.2 보조 태양전지 배열기 생성 전력량 추정

보조 태양전지 배열기는 표 3에서 언급한 것과 같이 미국 EMCORE사의 삼중접합 태양전지 25개를 이용해 제작된 1개의 스트링으로 구성된다. 스트링은 2개의 역전류 방지 다이오드가 병렬로 연결되는 방식으로 보호되며, 태양전지 배열기의 (+)단자와 (-)단자는 단자당 각각 2개씩 구성된 3.5m 길이의 전선으로 본체와 연결된 회로로 제작되었다. 회로에 사용된 전선 및 역전류 방지 다이오드의 사양은 주 태양전지배열기에 사용된 것과 같은 제품으로 표 5와 같다.

보조 태양전지 배열기 각 패널의 회로 구성 또한 주 태양전지 배열기와 같이, 태양전지 스트링 양단에서 LAPSS 시험장비의 부하 입력단까지의 전압을 강하시키고 같은양의 부하저항을 갖게 되지만, 흐르는 전류량의 차이에 의해 전체 전압 강하량에 미소한 차이가 있다.

보조 태양전지 배열기에 대한 전압강하 예상치는 $V_{drop} = 0.719V$ 이며, 계산된 태양전지 배열기의 변수는 표 7과 같다. 또한 이 변수에 대한 보조 태양전지 배열기의 I-V 곡선 시뮬레이션 결과는 그림 13과 그림 14에 나타내었다.

표 7. STSAT-2 보조 태양전지 배열기 패널의 전기적 파라메타

	STSAT2-7000-1	STSAT2-8000-1	비고
Isc[A]	0.2020	0.2051	Losses 1.Mismatch 2.V _{drop} 3.Misalign
I _{mp} [A]	0.1932	0.1929	
V _{mp} [V]	57.75	57.60	
Voc[V]	65.65	65.35	
R _{sh} [Ω]	20		
T [°K]	298		=25°C

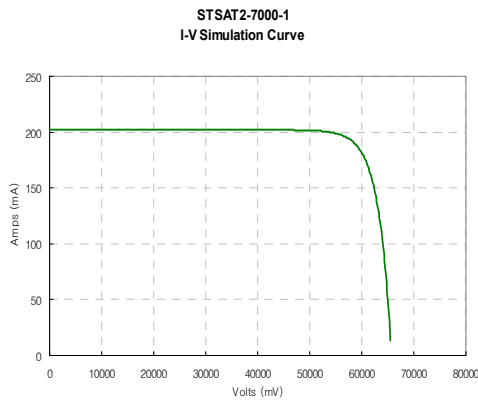


그림 13. STSAT2-7000-1 주 태양전지 배열기 시뮬레이션 결과

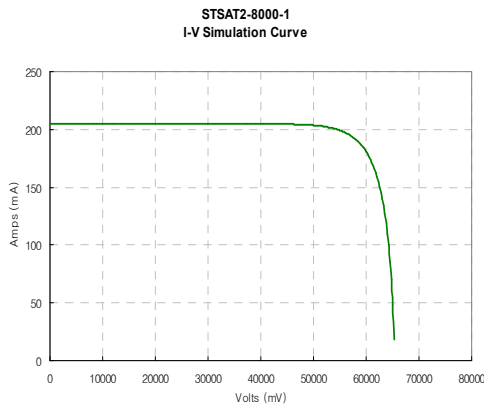


그림 14. STSAT2-8000-1 주 태양전지 배열기 시뮬레이션 결과

III. 시험 및 결과

3.1 LAPSS 시험 결과

태양전지 배열기의 전력 성능 시험을 수행하는 방법은 크게 우주공간에서의 태양광을 모사한 광원 램프를 연속적인 발광시켜 태양전지 배열기의 성능을 측정하는 연속 플래시(Continuous Flash)시험과 카메라의 플래쉬와 같이 20~100ms 사이의 순간 광원을 인가하여 성능을 측정하는 펄스 플래시(Pulsed Flash)시험, 일명 LAPSS 시험으로 나뉜다. 실제 궤도상에서 운용되는 태양전지 배열기는 연속적인 태양광을 입사 받으므로, 연속 플래시 시험이 더 적합하나, 지상에서의 시험에 기인한 먼지 또는 시험장비 주변요인에 대한 입사광의 난반사 문제를 줄이고 다중 접합 태양전지의 시험을 위해 필요한 2개 이상의 다중 램프를 이용한 태양광 모사에 있어 펄스 플래시 시험이 유리한 관계로 다중접합 태양전지로 구성된 태양전지 배열기의 시험은 대부분 펄스 플래시 시험으로 수행된다.

시험 온도는 사용된 태양전지의 특성을 가장 잘 모사할 수 있는 온도인 25°C에서 진행되었다. LAPSS 시험은 시험시 광원의 파장 및 광도를 교정하기 위해 필요한 SWS(Secondary Working Standard) 태양전지의 수급상의 문제로 각 태양전지 제조사의 시험 시설에서 수행되었다.

3.1.1 주 태양전지 배열기 시험 결과

주 태양전지 배열기의 LAPSS 시험은 주 태양전지 배열기에 사용된 태양전지 제조사인 중국 TIPS 사의 텐진 시험 시설에서 진행되었다.

시험은 10,000 단위 이하에서 조절되는 청정시설안에서 배열기 패널당 6번 시험한 결과의 평균치를 이용하여 평균화 되었고, 시험의 간결성을 위해 Isc, Pmp, Voc, 그리고 전력 특성 지점인 V_{LOAD}=54V의 4점 정보만을 추출하는 방식으로 진행되었다. 그림 15는 주 태양전지 배열기 중

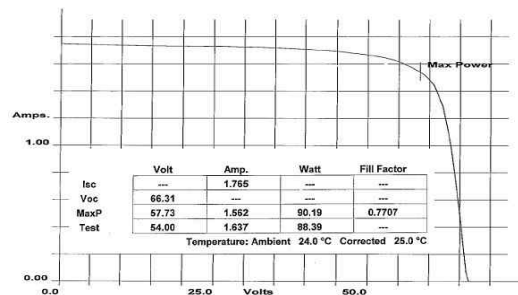


그림 15. STSAT2-1410-1의 LAPSS 시험 결과

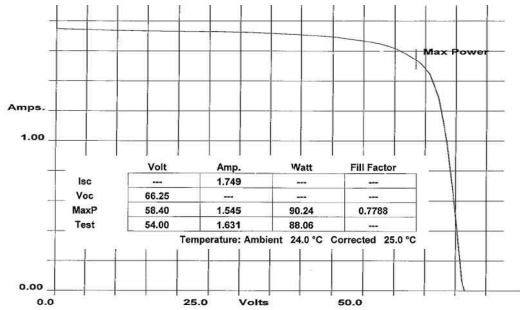


그림 16. STSAT2-2410-1의 LAPS

STSAT2-1410-1 태양전지배열기의 LAPS 시험 결과를, 그림 16은 STSAT2-2410-1 태양전지배열기의 LAPS 시험결과를 나타낸다.

3.1.2 보조 태양전지 배열기 시험 결과

보조 태양전지 배열기의 LAPS 시험은 보조 태양전지 배열기에 사용된 태양전지 제조사인 미국 EMCORE사의 태양전지 제조공장내 시험시설에서 진행되었다.

시험은 100,000 단위 이하에서 조절되는 청정 시설 안에서 배열기 패널당 4번 시험한 결과의 평균치를 이용하여 평균화 되었고, 시험의 정확성을 위해 Isc, Pmp, Voc, 그리고 전력 특성 지점인 V_{LOAD}=54V의 4점 정보와 4점 정보가 나타내어지는 주변의 16개 지점에서의 정보를 추가적으로 산출하는 방식으로 진행되었다.

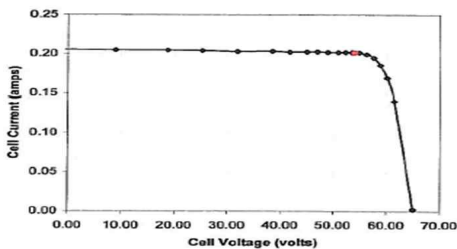


그림 17. STSAT2-7000-1의 LAPS 시험 결과

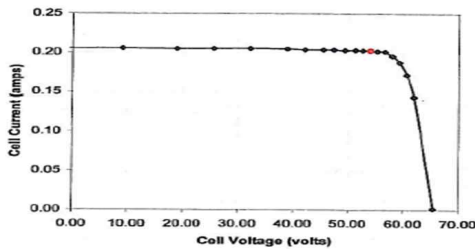


그림 18. STSAT2-8000-1의 LAPS 시험 결과

그림 17은 보조 태양전지 배열기 중 STSAT2-7000-1 태양전지배열기의 LAPS 시험 결과, 그림 18은 STSAT2-8000-1 태양전지배열기의 LAPS 시험결과를 나타낸다.

3.2 시뮬레이션 대 시험 결과 비교

일반적인 LAPS 시험 결과는 전자 부하의 반응 속도 및 광원 램프의 상태, 그리고 교정의 오차등에 의해 최대 5%의 오차를 나타낼 수 있다 [10]. 또한 제시된 오차는 각 부하 지점에 따라 다르게 나타날 가능성도 있으므로, 태양전지 배열기의 특성을 나타내는 모든 전력 특성 변수들은 LAPS 시험에 있어 최대 ±5%의 오차를 가질 수 있다고 가정하였다.

시뮬레이션을 위해 사용된 제조사 제공의 태양전지 단위의 전력 특성 변수 또한 시험에 대해 최대 ±2%의 오차를 가지는 것으로 제조사에서 밝히고 있으므로, 과학기술위성 2호 태양전지 배열기의 LAPS 시험 결과와 시뮬레이션 결과는 최대 ±5%의 오차를 가질 수 있다.

그림 19와 그림 20은 주 태양전지 배열기의 LAPS 시험 결과와 시뮬레이션 결과의 차이를 나타내며, 그림 21과 그림 22는 보조 태양전지 배열기에 대한 차이를 나타낸다. 그림 19 ~ 그림 22에서 시뮬레이션 결과는 연속된 실선으로 표시하였고, LAPS 시험 결과는 각 시험결과가 제시되는 부하점(Load Point)에서의 시험 결과를 점과 시험 장비의 오차를 나타낸 오차막대로 표시하였다. LAPS 시험 결과에서의 오차 범위는 ±5%로 설정, 표기하였다.

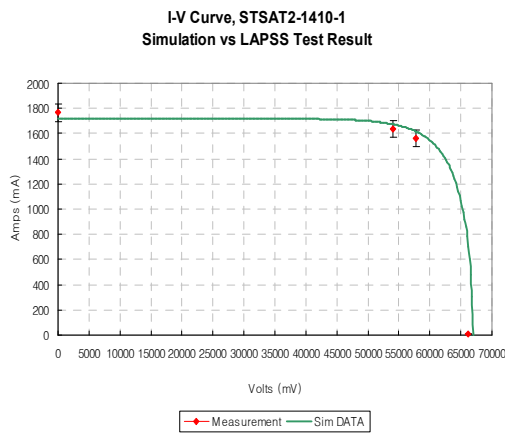


그림 19. STSAT2-1410-1 주 태양전지 배열기의 시뮬레이션 대 LAPS 시험 결과 비교

그림 19에서 시뮬레이션 결과가 시험 값의 오차 범위에 근접하는 오차를 가짐을 볼 수 있다. 이러한 결과는 LAPSS 시험 결과의 Fill Factor (이하 FF)가 예상 결과치 보다 5%이상 낮아진 것을 고려할 때, 스트링을 구성하는 각 태양전지 끼리의 부조화(Mismatch)가 주원인인 것으로 파악할 수 있다.

그림 20도 그림 19와 같이 시뮬레이션 결과가 시험 값의 오차 범위에 근접하는 오차를 갖는 현상을 보여주고 있으며, 이러한 현상은 STSAT2-1410-1 에서의 경우와 마찬가지로 부조화에 의한 영향으로 판단된다.

보조 태양전지 배열기에 대한 비교 결과인 그림 21과 그림 22는 시뮬레이션 결과와 시험 값이

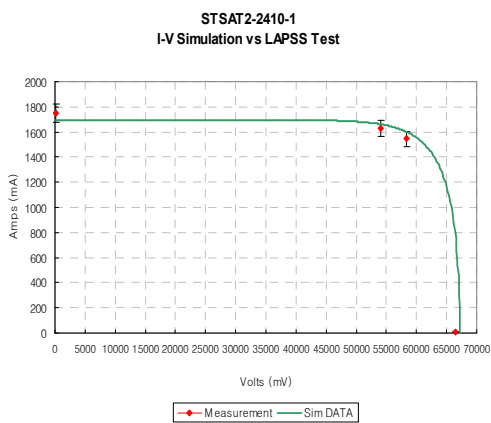


그림 20. STSAT2-2410-1 주 태양전지 배열기의 시뮬레이션 대 LAPSS 시험 결과 비교

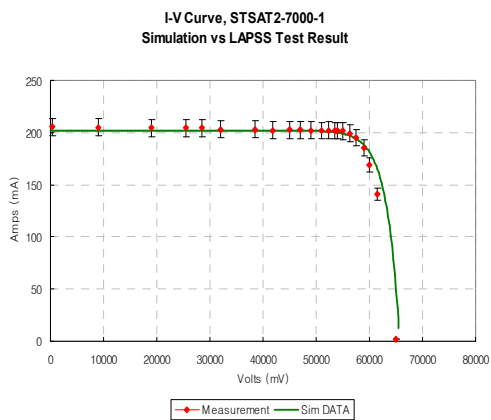


그림 21. STSAT2-7000-1 주 태양전지 배열기의 시뮬레이션 대 LAPSS 시험 결과 비교

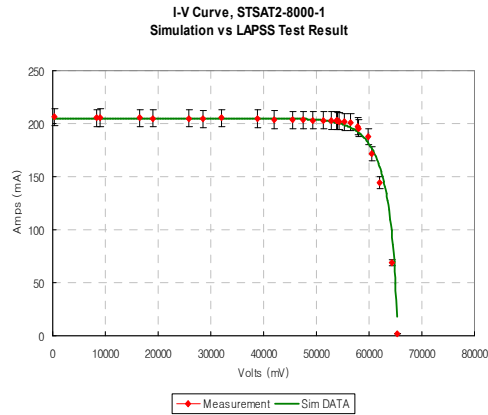


그림 22. STSAT2-8000-1 주 태양전지 배열기의 시뮬레이션 대 LAPSS 시험 결과 비교

오차 범위 5% 이내에서 잘 맞는 것을 보여준다. 이러한 현상은 태양전지의 변화에 따른 오차의 축소라기보다는 스트링의 수가 1개로 제한된 보조 태양전지 배열기의 특성상 스트링 간의 부조화 효과가 없으며, 또한 스트링을 구성하는 태양전지 간의 부조화도 제조사의 권장 방법으로 수행되었기 때문에 발생한 결과로 분석 될 수 있다.

그림 19 ~ 그림 22 까지의 시뮬레이션 대 LAPSS 시험 결과의 비교에서 제안된 등가모델이 허용된 오차범위 안에서 시험 결과에 적절하게 대응됨을 알 수 있었다. 또한 일반적인 위성 전력계 설계에 있어, 시스템 설계 단계에서 수행하는 에너지 평형 해석 결과와 전력계 요구조건 사이에 5%이상의 설계 마진을 갖도록 설계하므로 $\pm 5\%$ 이내의 오차 내에서의 결과 일치는 제시된 분석 방법이 타당함을 나타낸다 할 수 있다.

그러나 태양전지 배열기의 회로를 구성하는 스트링의 개수가 많아지거나, 태양전지 스트링 내의 부조화가 일어날 경우 오차가 점점 크게 발생될 수 있는 가능성이 있어, 대형 시스템에 사용되기 위해서는 보완이 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 과학기술위성 2호 태양전지 배열기에 사용된 다중 접합 태양전지용 태양전지 등가 모델의 해석 방법을 위성의 특정한 임무 운용에 따른 특성을 고려하여 제시하고, 이를 통해 태양전지 배열기의 전류-전압 특성 곡선을 도출

할 수 있는 방안을 제시하였다. 또한 과학기술 위성 2호 태양전지 배열기의 전력설계 및 제작 결과를 이용해 각 태양전지배열기별 전류-전압 곡선을 시뮬레이션하고 이를 LAPSS 시험결과와 비교하여, 태양전지 배열기의 설계 과정 및 결과를 검증하고, 그 성능이 유효함을 확인할 수 있었다.

이러한 비교 연구를 통해 태양전지 배열기의 등가 모델을 과학기술위성 2호에 맞도록 보정하고, 여기에 온도, 방사선 피폭량, 대전입자 효과를 포함해 태양전지 배열기 등가 모델을 과학기술위성 2호의 태양전지 배열기용으로 최적화함으로써, 등가모델을 과학기술위성 2호의 관제 운용에 이용하여, 전 임무기간 동안 생성 전력용량에 따른 최적의 부하운용이 가능하게 하는데 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

1) 신구환, 남명룡, 임종태, "운용 모드에 따른 과학기술위성 2호 전력 수요예측 분석", 한국항공우주학회지 제33권 3호, pp. 93~98, 2005. 3.

2) 마근수, 최성봉, 김양모, "무궁화위성 3호 태양전지 배열기의 전력량 분석", 한국항공우주학회지 제28권 1호, pp. 158~165, 2000. 2.

3) EMCORE Corp. "ATJ Solar Cells Technical Volume" , Chapter 1.

4) TIPS corp. " TJ Solar Cell Data Sheet"

5) Martin A. Green, "SOLAR CELLS", Prentice Hall Inc, 1982.

6) H.S. Rauschenbach, "Solar Cell Array Design Handbook", Van Nostrand Reinhold Company, 1980.

7) 장성수, 이주훈 외 8인, "태양전지 배열기의 검증모델 개발", 한국항공우주학회 학술발표회, KSAS05-2949, 2005.

8) 박제홍, 송운형, 권상룡, "STSAT-2 Solar Panel FM DRB Data Package", 대한항공 기술연구원, 2008.

9) Gunther La Roche, "Solargeneratoren Fur Die Raumfahrt", Vieweg, 1997.

10) Phillippe Samson, "Solar Generator Training Program TT14 Course Book #2-2", ALCATEL SPACE, 2004.