

# 100V 전력 버스용 저궤도 인공위성을 위한 태양전지배열기 개발

박희성  
한국항공우주연구원

## Development of Solar Array for LEO Satellite with 100V Power Bus

Heesung Park  
Korea Aerospace Research Institute

### ABSTRACT

인공위성의 전력요구가 증가함에도 전력손실과 무게증가를 최소화하기 위하여 버스전압은 점차 증가되고 있는 추세이다. 기존보다 높은 버스전압을 수용할 수 있는 새로운 전력변환장치가 개발되었으며 이에 적합한 태양전지배열기의 최적화 설계가 필요하다. 본 연구에서는 높은 버스전압의 전력변환장치에 적합한 태양전지배열기의 개발에 관하여 기술한다. 태양전지배열기는 태양전지의 직병렬 연결을 재구성하고 해석을 통하여 적합한 블로킹 다이오드 및 블리드 저항을 선정하여 최적화 설계가 이루어졌다. 설계된 태양전지배열기는 인공위성의 우주환경과 임무수명에 따른 감쇄요인을 반영하여 전력을 예측함으로써 요구조건의 만족여부를 확인하였다.

### 1. 서론

적외선 촬영을 위한 저궤도 인공위성의 탑재체는 광학 촬영용 탑재체보다 많은 전력이 요구되며 증가된 전력을 충족시키기 위하여 위성 전력시스템도 대응량화가 필요하다. 인공위성의 전력이 증가됨으로써 기존과 같이 28V나 50V의 버스 전압을 사용하는 경우 전류가 증가하여 전력손실 및 하니스 무게증가가 필연적이다. 이러한 단점을 보완하고자 최근에는 100V 버스전압을 사용하는 추세이다.

기존과 동일한 강압형 레귤레이터를 사용할 경우, 태양전지의 직렬연결을 증가시켜 입력전압을 버스전압보다 증가시켜야 하며, 이렇게 태양전지의 직렬 개수를 증가시키면 식 탈출 구간에 최대화되는 전압을 감당하기 위하여 레귤레이터의 부품변경이 필요할 뿐만 아니라 태양전지배열기의 string failure를 고려하면 에너지 밸런스 측면에서도 손실이 증가한다. 이러한 이유로 태양전지배열기의 직렬 개수 증가를 최소화하는 것보다 바람직하지만, 병렬 개수가 증가할 경우 스티어링 연결 하니스의 증가로 무게적인 측면에서 단점이 발생한다. 레귤레이터와 태양전지배열기의 구성에 의한 단점을 보완하고자 박-부스트 토폴로지를 사용한 레귤레이터가 개발되었으며, 개발된 새로운 레귤레이터에 적합한 태양전지배열기 개발을 위하여 태양전지의 직병렬 연결을 재구성하였으며, 이에 따라 블로킹 다이오드와 블리드 저항의 재선정이 필요하다.

2장에서는 박-부스트 레귤레이터를 고려한 태양전지배열기의 하드웨어 설계에 관하여 다루며 3장에서는 설계된 태양전지배열기의 특성을 해석하여 요구조건에 적합함을 보여준다.

### 2. 태양전지배열기 개발

#### 2.1 요구조건

본 연구에서 요구하는 태양전지배열기의 요구조건은 표 1과 같다. 해당 요구조건은 인공위성의 구조적인 요구조건과 전기적인 요구조건으로 구분할 수 있다. 구조적인 요구조건은 인공위성의 형상, 크기, 무게 등에 의하여 제안되는 사항이며, 전기적인 요구조건은 위성본체의 전력 소모 및 탑재체 전력 요구량에 기초하여 임무 말기의 최소 요구조건을 만족하도록 제안하고 있다.

표 1 태양전지배열기 요구사항  
Table 1 Requirements for solar array

구조적인 요구조건	
패널 구성	3 panels
패널 면적	about 10 m <sup>2</sup>
전기적인 요구조건	
평균 전력	2,250W @ EOL 72°C
운영 전압	59.5V ~ 130V
궤도 조건	Orbit Type: Sun-Synchronos Orbit Altitude: about 500Km
임무 수명	> 5 years

표 2 태양전지 특성  
Table 2 Characteristics of solar cell

Item	Characteristics
Model	ZTJ-60
Cell Size	76.5mm x 76.5mm
Type	Triple junction InGaP/InGaAs/Ge
Efficiency (BOL, AM0=1353W/m <sup>2</sup> )	28.7%
Electrical Characteristics (BOL, 28°C, AM0)	Voc=2.704V, Isc=1.033A Vmp=2.379, Imp=0.992

## 2.2 태양전지 구성

개발에 사용된 태양전지의 특성은 표 2와 같다. 레귤레이터의 동작전압을 고려하여 39개의 CIC를 직렬로 연결하여 스트링을 구성하였으며, 전력요구조건을 만족하기 위하여 각 패널에 12개의 스트링을 배치하여 총 36개 스트링으로 태양전지배열기를 구성하였다.

## 2.3 블리드 저항

인공위성에서 블리드 저항은 전장품에 충전되는 전하를 방전시키기 위하여 사용된다. 태양전지배열기의 블리드 저항은 패널의 알루미늄 하니콘에 충전되는 전하를 방전하는 역할 뿐만 아니라 태양전지와 패널 사이의 절연파괴에 대응하기 위한 역할도 수행한다. 이러한 두가지 고유 역할을 수행하기 위하여 태양전지배열기는 인공위성 본체와 전기적으로 절연되어야 하며, 패널은 블리드 저항을 통하여 인공위성 본체와 연결되어야 한다.

태양전지배열기의 블리드 저항은 온도제어가 이루어지지 않는 태양전지배열기의 후면에 배치되므로 극심한 온도편차를 받게 된다. NASA 및 ESA의 부품선정 요구사항을 고려할 경우 낮은 온도에서는 영향성은 적으나 높은 온도에서는 전력 손실에 대한 감쇄특성이 급격히 커져 부품의 선정에 주의하여야 한다. 본 연구에서는 온도에 대한 감쇄특성이 비교적 적은 RWR 계열의 저항을 선정하였다. 해석을 통하여 태양전지배열기의 최고 온도는 135°C이며, 이때 최대 개방전압은 84.07V임을 확인하였다. 이러한 조건에서 NASA의 규격을 만족하기 위하여 그림 1과 같이 패널당 5W-10K 저항을 직렬 연결하였다. NASA 규격에 따라 감쇄된 저항의 전력손실 허용치는 식 (1)과 같으며, 태양전지배열기의 절연파괴시 예상되는 전력손실은 식(2)와 같으므로 부품의 선정은 타당하다.

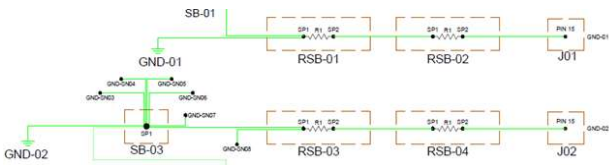


그림 1 블리드 저항의 구성  
Fig. 1 Configuration of bleed resistors

$$P_{derated.NASA} [W] = 3 - \frac{3}{160-25} (T-25) = 0.56 [W] \quad (1)$$

$$P_{SA} [W] = \frac{V^2}{R} = \frac{42.035^2}{10000} = 0.18 [W] \quad (2)$$

## 2.4 블로킹 다이오드

태양전지배열기에서 블로킹 다이오드는 병렬로 연결된 스트링들 사이의 전압 또는 전류 불균형 및 버스로 부터의 역전압에 대하여 태양전지 스트링을 보호를 위하여 사용된다. 하지만 상기 블리드 저항과 마찬가지로 높은 온도에서 허용전류가 크게 작아진다. 본 연구에서는 JANTXV 1N5552를 블로킹 다이오드로 선정하였으며, 하나의 스트링당 3개의 다이오드를 병렬로 사용하도록 구성하였다. NASA 규격에 따른 허용 전류는 0.3859A 이며, 임무초기 135°C에서 하나의 스트링에서 정류되는 최대 전류는 1.133A이며, 하나의 다이오드가 감당하는 전류

는 0.377A로 NASA의 요구조건을 만족함을 확인하였다

## 3. 태양전지배열기 제작

제작된 태양전지배열기는 그림 2와 같으며, 임무말기 평균 온도에서의 태양전지배열기의 I-V 특성은 그림 3과 같다. 하나의 스트링 고장을 고려할 때, 최대 전력은 2258W로 요구조건인 2250W를 만족한다.

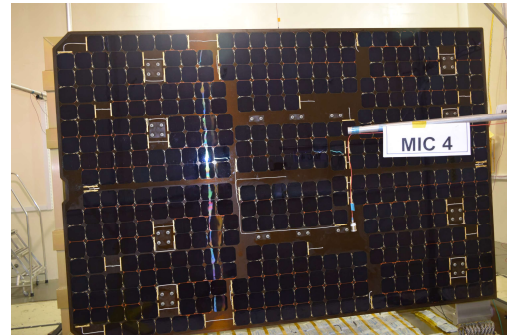


그림 2 태양전지배열기의 태양전지면  
Fig. 2 Solar cell side of solar array

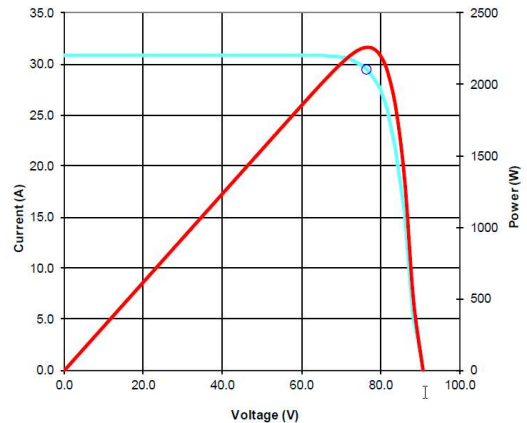


그림 3 태양전지배열기의 I-V 곡선 @ EOL, 72°C  
Fig. 3 I-V curve @ EOL, 72°C of solar array

## 4. 결론

본 논문은 100V 버스 전압을 사용하는 저궤도 인공위성을 위한 태양전지배열기의 개발에 관하여 기술하였다. 레귤레이터의 동작전압 및 시스템 전력요구조건을 만족하기 위하여 태양전지를 직병렬 구성하였으며, 해석을 통하여 적절한 블리드 저항과 블로킹 다이오드를 선정하였다. 선정된 태양전지 구성 및 부품을 사용하여 비행모델을 제작하고 전력해석을 수행하여 요구조건을 만족함을 확인하였다.

## 참고 문헌

- [1] Heesung Park and Hanju Cha “, Electrical Design of a Solar Array for LEO Satellites” International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 17, No.3, pp . 401-408, 2016