

논문

# 지구 알베도에 의한 위성의 생산전력 계산

최원섭<sup>†</sup>, 김기덕, 김해동

<sup>†</sup>한국항공우주연구원

## Calculation of Satellite's Power Generation by the Earth Albedo

Won-Sub Choi<sup>†</sup>, Kiduck Kim, Hae-Dong Kim

<sup>†</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: March 15, 2021

Revised: March 20, 2021

Accepted: May 3, 2021

**\*Corresponding author :**

Won-Sub Choi

Tel : +82-42-860-2820

E-mail : wschoi@kari.re.kr

Copyright © 2021 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Won-Sub Choi

<https://orcid.org/0000-0002-2369-6210>

KiDuck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

### 요약

일반적으로 위성의 태양전지판은 태양을 지향하도록 제작되기 때문에 지구 알베도에 의한 생산전력은 거의 없고, 이에 전력 분석에서도 보통 무시된다. 그러나 큐브위성은 태양전지판이 전개되지 않는 형태로 몸체에 고정되어 부착되는 경우가 많다. 이 경우, 태양전지판은 직육면체의 6면에 붙어 각각 다른 방향으로 향하기 때문에 지구 알베도에 의한 전력 생산은 무시할 수 없는 양이 될 수 있다. 본 논문에서는 지구 알베도에 의한 위성의 생산 전력을 계산하였다. 알베도 에너지를 계산하기 위해 극좌표계를 기반으로 지구표면을 격자로 나누었고, 이 격자에서의 반사에 의해 태양전지 셀에서 생산되는 전력에너지를 모델링하였다. 고도 500 km, 태양동기궤도에서 비행하는 1 U 크기의 큐브위성을 시뮬레이션하였고, 지구 알베도에 의해 생산되는 전력량을 계산하였다.

### Abstract

Because solar panels of normal satellites are faced to the sun, the power generation by the Earth Albedo is almost neglected in satellite's power analysis. However, many cubesats don't have deployable solar panels and in this case the Earth Albedo is not negligible because solar panels are in six sides facing different directions. In this paper, we calculated satellite's power generation by the Earth Albedo. We divided the Earth's surface into grids based on polar coordinate system. We modeled power generation in each solar cell by reflection on these grids. We simulated 1 U cubesat which flies in sun synchronous orbit and 500 km altitude so that we calculated satellite's power generation by the Earth Albedo.

**핵심어 :** 지구알베도, 큐브위성, 전력 시뮬레이션

**Keywords :** Earth Albedo, Cubesat, Power simulation

## 1. 서론

지구 알베도는 지구 지표면이나 대기, 구름 등에 의해 태양의 복사에너지가 반사되는 것을 일컫는다. 지구 알베도에 의해 반사된 에너지는 온난화 등 기후 현상에 큰 영향을 미치므로 이와 관련된 연구가 많이 있다[1,2]. 지구 궤도를 비행하고 있는 위성의 주 에너지 원은 태양이지만, 지구 알베도에 의한 에너지도 위성의 전력 생산, 자세제어, 열적인 측면 등 다양한 부분에 대해 영향을 미친다. 이에 위성의 열 해석에 지구 알베도에 의한 영향을 적용하거나

[3,4], 태양 센서에서 지구 알베도에 의한 에러를 보정하는 등의 연구가 진행된 바 있다[5,6]. 전력 생산측면에서는 중/대형 위성의 경우, 대부분 태양을 지향하도록 태양전지패널이 구성 되기 때문에 지구 알베도의 영향이 그리 크지 않아 전력 분석에서는 보통 무시되는 경우가 많다. 그러나 큐브위성의 경우, 직육면체의 각 면에 태양전지 패널이 부착된 경우가 많고, 이 경우 태양 전지패널의 일부는 항상 지구 쪽을 지향하기 때문에 궤도의 일기간 중에는 직접적인 태양 에너지뿐만 아니라, 지구 알베도에 의해서도 전력 에너지가 생성된다. 본 논문에서는 지구 알베도에 의해 위성에서 생산되는 전력량을 계산하였다. 이를 위하여 Dan et al.의 지구 알베도 모델링을 참조하여 지구 알베도에 의해 태양전지 셀에서 생산되는 전력 에너지를 모델링하였고[7], 이를 적용하여 1 U 사이즈 큐브위성의 궤도 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서는 알베도에 의한 전력뿐 아니라, 비교를 위해 태양으로부터 직접 생산되는 전력 에너지도 결과로 계산하였다.

## 2. 본론

지구 알베도의 모델링을 위하여 지표면을 Fig. 1과 같이 일정한 간격으로 나뉘어진 격자의 형태로 구분할 수 있다. 지구를 구로 가정하면 각 격자의 중심은 극 좌표계의 의하여  $(\theta, \varphi)$  로 표현될 수 있다.

격자의 개수가 경도 방향으로  $N$ , 위도 방향으로  $M$ 개라고 하면 격자의 중심  $(\theta, \varphi)$ 는 식 (1)과 같은 값을 갖는다.

$$\theta = \left(\frac{2i}{N} - 1\right)\pi + \frac{\pi}{N} \quad (0 \leq i \leq N - 1), \varphi = \left(\frac{j}{M} - \frac{1}{2}\right)\pi + \frac{\pi}{2M} \quad (0 \leq j \leq M - 1) \quad (1)$$

Fig. 2는 이러한 격자 영역에서 반사되는 태양 에너지에 의해 위성의 솔라 셀에서 생산되는 전력에너지의 모델링 개념을 보여준다. 그림에서 격자의 중심좌표는  $(\theta, \varphi)$ 이고,  $\vec{r}_{sun}$ 은 격자 중심에서의 태양으로의 방향 벡터,  $n_e(\theta, \varphi)$ 는 격자의 노멀 벡터,  $\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi)$ 은 격자 중심에서 위성으로의 방향벡터, 그리고  $n_{cell}$ 은 위성에 부착된 솔라 셀의 노멀 벡터를 의미한다. 각 벡터는 ECEF(earth centered earth fixed) 좌표계에서의 단위 벡터이다. 그리고 지구 지표면에서의 반사율은 태양의 입사각이나 반사각의 값에 무관하고, 격자의 모든 영역에서 일정한 값

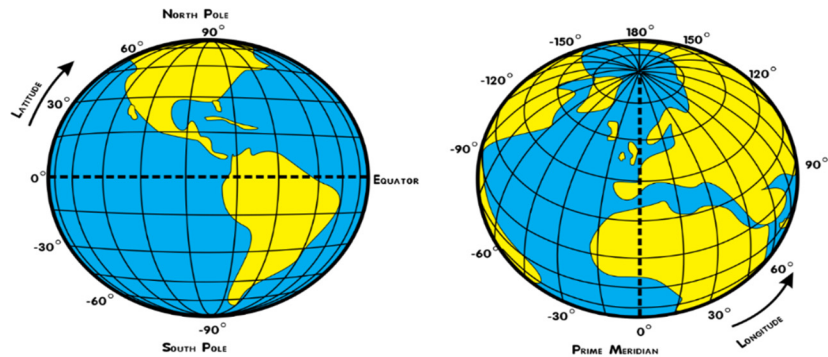


Fig. 1. Polar coordinate of earth surface.

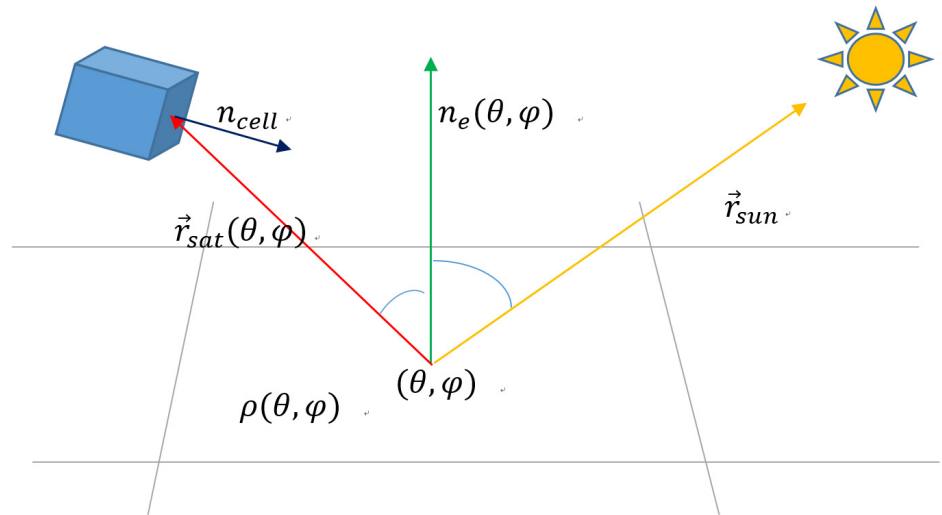


Fig. 2. Modeling concept of satellite's power generation by the Earth Albedo.

을 갖는다고 가정한다.  $\rho(\theta, \varphi)$ 는 격자 영역에서의 태양에너지 반사율이다. 먼저 격자가 받는 태양에너지를  $E(\theta, \varphi)$ 라고 하면 식 (2)와 같다.

$$E(\theta, \varphi) = E_{AM0} A_c(\theta, \varphi) (\vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi)) \quad (2)$$

$E_{AM0}$ 는 지표면에서의 단위면적당 태양 에너지이고,  $A_c(\theta, \varphi)$ 는 격자의 면적으로 식 (3)과 같다.

$$A_c(\theta, \varphi) = \Delta\theta r_{earth}^2 \left( \sin\left(\varphi + \frac{\Delta\varphi}{2}\right) - \sin\left(\varphi - \frac{\Delta\varphi}{2}\right) \right) = 2\Delta\theta r_{earth}^2 \cos\varphi \sin\frac{\Delta\varphi}{2} \quad (3)$$

식에서  $r_{earth}$ 는 지구 반지름 그리고  $\Delta\theta, \Delta\varphi$ 는 극 좌표계에서 각 격자 중심 사이의 간격으로 식 (1)과 같이 격자를 나누는 경우 각각  $\frac{2\pi}{N}, \frac{\pi}{M}$ 값을 갖는다.

지표면 격자에서 반사된 태양에너지에 의해 위성에서 생성되는 전력 에너지는 식 (4)와 같이 쓸 수 있다.

$$P_c(\theta, \varphi) = (\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_{cell}) \tau_{cell} A_{cell} \frac{E_{AM0} A_c(\theta, \varphi) \rho(\theta, \varphi) (\vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi)) (\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi))}{\pi r_{sat}(\theta, \varphi)^2}$$

$$\text{if } \vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_{cell} < 0, \vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi) > 0, \vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi) > 0$$

$$= 0 \text{ else} \quad (4)$$

식 (4)에서  $r_{sat}(\theta, \varphi)$ 는 격자 중심에서 위성까지의 거리,  $A_{cell}$ 은 솔라 셀의 면적,  $\tau_{cell}$ 은 솔라 셀의 에너지 변환 효율이다.

위성에 태양 에너지를 반사하는 지표면은 위성의 Fig. 3과 같이 위성의 위치와 위성의 FOV(field of view), 그리고 태양의 FOV에 의해 결정된다.

$(\theta_k, \varphi_k)$ 는 위성으로 태양에너지를 반사하는 영역의 중심 좌표이고,  $\sigma_{sat}$ 은 반사 영역의 크기를 결정하는데 Fig. 3에서 지구 중심으로부터 위성까지의 거리를  $r_{sat}$ 이라고 하면  $\sigma_{sat}$ 은 식

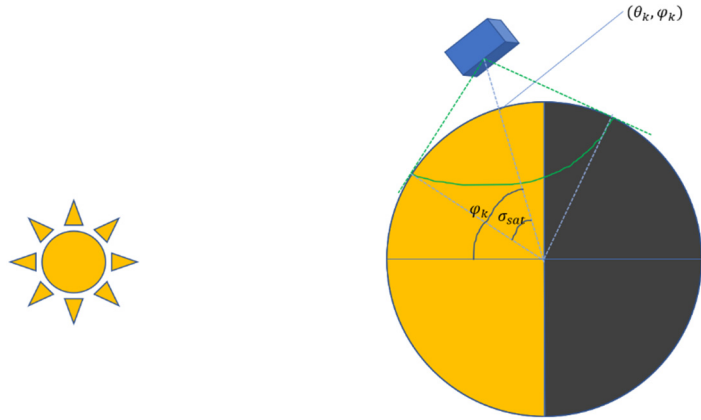


Fig. 3. Solar FOV and satellite's FOV. FOV, field of view.

(5)와 같이 결정된다.

$$\sigma_{sat} = \cos^{-1} \frac{r_{earth}}{r_{sat}} \tag{5}$$

위성의 솔라 셀에서 생성되는 총 에너지는 위성의 FOV와 태양의 FOV가 겹치는 영역에서 반사되는 에너지이므로 겹치는 영역의 격자로부터의 에너지를 모두 합한 것이다. 이를 식으로 표현하면 식 (6)과 같이 표현될 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{\vec{r}_e(\theta, \varphi) \cdot \vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k) < \cos \sigma_{sat}} P_c(\theta, \varphi) \tag{6}$$

$\vec{r}_e(\theta, \varphi)$ 는 지구 중심으로부터 격자 중심으로의 방향벡터를 의미한다.

식 (6)의 계산을 위해  $\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k)$ 를  $(1,0,0)^T$ 로 좌표 변환을 한다. 이렇게 하는 이유는 위성의 위치에 의해 결정되는  $(\theta_k, \varphi_k)$ 의 값과 관계없이 동일한 수식으로 식 (6)을 계산하기 위함이다.  $\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k)$ 는 ECEF 좌표계에서의 벡터 값으로 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k) = \begin{bmatrix} \cos \varphi_k \cos \theta_k \\ \cos \varphi_k \sin \theta_k \\ \sin \varphi_k \end{bmatrix} \tag{7}$$

이를  $(1,0,0)^T$ 로 변환하기 위해서는 Z축으로  $-\theta_k$ , Y축으로  $-\varphi_k$  회전시켜야 한다. 이러한 변환 행렬은 식 (8)과 같다.

$$R_k = R_Y(-\varphi_k)R_Z(-\theta_k) = \begin{bmatrix} \cos(-\varphi_k) & 0 & \sin(-\varphi_k) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(-\varphi_k) & 0 & \cos(-\varphi_k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_k & \sin \theta_k & 0 \\ -\sin \theta_k & \cos \theta_k & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{8}$$

변환된 좌표계에서의 한 격자에 의한 솔라 셀의 생성 에너지를  $P_k(\theta, \varphi)$ 라 하면 식 (6)은 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{\theta=-\frac{\sigma_{sat}}{2}}^{\frac{\sigma_{sat}}{2}} \sum_{\varphi=-\frac{\sigma_{sat}}{2}}^{\frac{\sigma_{sat}}{2}} P_k(\theta, \varphi) \quad (9)$$

위성의 FOV 영역이  $(2n-1) \times (2n-1)$  크기의 격자로 나누면 솔라 셀에서 생성되는 에너지는 식 (10)과 같이 쓸 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{i=1}^{2n-1} \sum_{j=1}^{2n-1} P_k\left(\frac{2(i-n)}{2n-1} \sigma_{sat}, \frac{2(j-n)}{2n-1} \sigma_{sat}\right) \quad (10)$$

### 3. 결과

식 (10)을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션의 목적은 궤도상에서 지구 알베도에 의해 위성의 솔라 셀에서 생성되는 에너지의 양을 계산하는 것이다. 이를 위하여 위성은 1 U 사이즈의 큐브 위성을 가정하였다. 그리고 솔라 셀은 6면 모두의 방향으로 동일한 크기의 셀이 붙어 있는 것으로 모델링을 하였는데, 각 면에 붙어 있는 셀은 AZURSPACE社의 솔라 셀이라고 가정한다. 이 솔라 셀은 큐브위성에 널리 사용되는 것으로 1 U면에 두 장을 직렬 연결하여 구성하는 것이 보통이다. 셀의 사양에 의하면 셀의 면적은  $30.18 \text{ cm}^2$ 이고,  $E_{AMO} = 1,367 \text{ W/m}^2$ 일 때 변환효율이 29.5%이다[8]. 그리고 위성의 궤도는 태양동기궤도이고, 고도 500 km인 원형궤도를 가정했다. 그리고 지구는 반지름이 6,371 km의 완전한 구를 가정하였다. 시뮬레이션은 LTAN을 08:00 - 16:00 범위에서 1시간 단위로 변경시키면서 알베도에 의한 전력생산량을 계산하였다. 시뮬레이션 기간은 12시간이고, 시뮬레이션동안 위성은 3축의 Norm이 1 deg의 각속도로 회전하도록 설정하였다. 각 축으로의 각속도 분배는 랜덤하게 생성되도록 하였다. 그리고 지구의 각 지역마다 태양에너지의 반사율이 구름의 양, 지역특성에 따라 변하는 값이지만 위성의 생산전력을 계산하는 경우, 궤도 비행을 하면서 전 지구 영역으로부터 영향을 균등하게 받는다고 생각할 수 있으므로 이 논문에서는 각 격자의 반사율을 지구 알베도의 평균 값인 30.4%를 상수로 사용하였다. 그러므로 식 (4)에서  $\rho(\theta, \varphi)$ 의 값은 0.304이다. 그리고 식 (10)에서  $n = 7$ , 곧 위성의 FOV 영역을 169개의 영역으로 분할하여 시뮬레이션을 수행하였다.

Fig. 4와 Fig. 5는 LTAN 값을 변경시키면서 시뮬레이션을 수행한 결과이다. Fig. 4는 지구 알베도에 의해 생성된 전력이고, Fig. 5는 태양으로부터 직접 생산된 전력이다. Table 1은 각 궤도에서 알베도와 태양에 의해 생산된 전력량 값이고, Fig. 6은 이들 값의 그래프이다.

### 4. 결론

본 논문에서는 지구 알베도에 의해 위성에서 생산되는 전력량을 계산하였다. FOV 영역에서 태양의 입사각이 제일 크게 생성되는 LTAN12 궤도에서 알베도 생산 전력이 가장 값이 크고, 08시와 16시로 갈수록 전력 값이 줄어드는 경향을 볼 수 있다. 그리고 태양으로부터 직접 생산되는 전력은 08시와 16시에서 식(eclipse) 기간이 가장 짧으므로 이때의 생성 에너지가 더 큰 경향을 확인할 수 있다. 시뮬레이션한 궤도에서는 태양으로부터 직접 생산되는 전력과 알

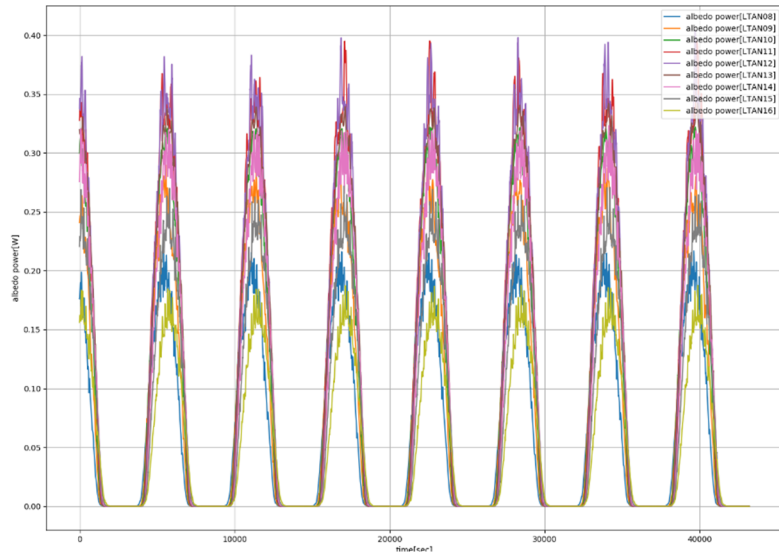


Fig. 4. 1 U cubesat’s power generation [W] by the Earth Albedo.

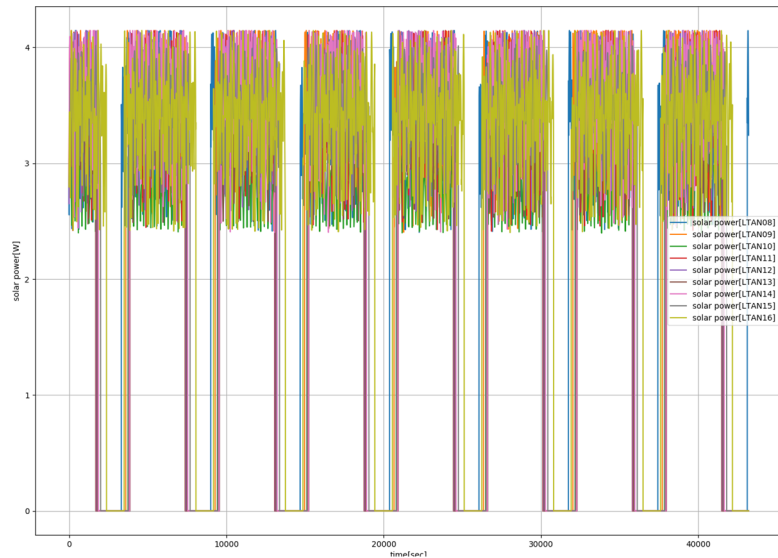


Fig. 5. 1 U cubesat’s power generation [W] by sun directly.

Table 1. 1 U cubesat’s power generation [Wh] in each orbit

	LTAN08	LTAN09	LTAN10	LTAN11	LTAN12	LTAN13	LTAN14	LTAN15	LTAN16
Albedo power [Wh]	0.7276	0.9809	1.1553	1.2884	1.3146	1.2384	1.1116	0.8970	0.6258
Solar power [Wh]	30.417	28.120	21.182	26.218	26.753	24.585	28.271	28.612	32.848

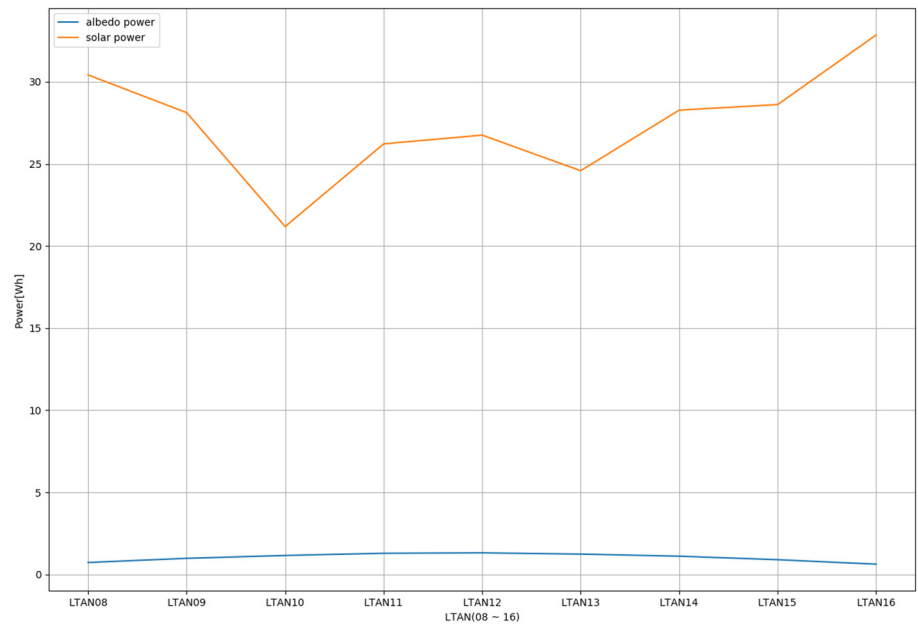


Fig. 6. 1 U cubesat's power generation [Wh] in each orbit.

베도에 의해 생산되는 전력의 비율이 2.3% - 5% 정도로 계산되었다. 본 논문의 알베도 모델은 큐브위성의 전력 시뮬레이션에 적용되어 에너지 균형 시뮬레이션 등 큐브위성의 전력 안정성 분석에 사용될 예정이다.

## 감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원 'AI 기반 랑데부/도킹 기술 검증용 위성 개발' 연구과제의 일부로 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

## References

1. Herman JR, Celarier EA, Earth surface reflectivity climatology at 240–380 nm from TOMS data, *J Geophys. Res.* 102, 28003–28001 (1997).
2. Shuai Y, Tuerhanjiang L, Shao C, Gao F, Zhou Y, et al., Re-understanding of land surface albedo and related terms in satellite-based retrievals, *Big Earth Data.* 4, 45–67 (2020). <https://doi.org/10.1080/20964471.2020.1716561>
3. Peyrou-Lauga R, Using real earth albedo and earth IR flux for spacecraft thermal analysis, in 47<sup>th</sup> International Conference on Environmental Systems, Charleston, SC, 16–20 Jul 2017.
4. Garzón A, Villanueva YA, Thermal analysis of satellite libertad 2: a guide to cubesat temperature prediction, *J. Aerosp. Technol. Manag.* 10:e4918 (2018). <https://doi.org/10.5028/jatm.V10.1011>

5. Brasoveanu D, Sedlak J, Analysis of earth albedo effect on sun sensor measurement based on theoretical model and mission experience, in AAS/GSFC 13<sup>th</sup> International Symposium on Space Flight Dynamics, Greenbelt, MD, 1 May 1998, vol. 1, 435–447.
6. Appel P, Theil S, Winkler S, Cshleicher A, Attitude estimation from magnetometer and earth-albedo-corrected coarse sun sensor measurements, in 5<sup>th</sup> International ESA Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, Italy, 22–25 Oct 2002, 613–616.
7. Dan D, Thomas B, Modeling earth albedo for satellites in earth orbit, Proceedings of AIAA Conference on Guidance, Navigation, Navigation and Control AIAA, San Francisco, CA, 15–18 Aug 2005.
8. AZUR SPACE, Product Datasheet: 30% Triple Junction GaAs Solar Cell, Type TJ Solar Cell 3G30C-Advanced (AZUR SPACE, Heilbronn Germany, 2021).



## Author Information

**최원섭** wschoi@kari.re.kr



서울대학교에서 2003년 전자공학 학사, POS-TECH에서 2008년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2004년부터 2009년까지 원익로보틱스, 2010년부터 2013년까지 현대자동차에서 재직하였고, 2014년부터 한국항공우주연구원에 재직 중이다. 우주쓰레기 캡처시스템 지상 시험, 지구 관측 초소형위성 개발에 참여하였고, 현재 근지구 우주 환경 관측용 초소형위성, 랑데부/도킹 기술 검증용 초소형 위성 등을 개발 중이다.

**김해동** haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑 위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술을 개발하고 있다.

**김기덕** KiduckKim@kari.re.kr



KAIST에서 2013, 2015, 2020 학, 석, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 초소형위성 자세제어계 개발과 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.