

통신방송위성 전력시스템의 Energy Balance 해석

최재동, 구철희
한국항공우주연구원

Energy Balance Analysis of Electrical Power System for Communication Satellite

Jae-dong Choi, Cheol-hea Koo
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In the power system of a satellite, solar array and a battery have directly impact on the life time of the satellite, and their stable operation is decided by whether their states are in the steady state operation or not.

In this study, solar array capacity and battery characteristics of proposed communication satellite are designed and simulation is conducted according to the operation mode. Each operation mode is classified as the normal and worst case modes, respectively. The normal mode is analyzed under daylight and the eclipse with the EHT burn, and the worst case modes which have solar cell circuit failure, and battery cell failure are analyzed too.

1. 서 론

위성의 전력계 서브시스템에서 태양전지와 배터리의 정상동작여부는 위성의 수명과 직접적인 관계를 갖고 있으며 이들의 안정적인 임무수행이 요구된다. 위성 전력 시스템의 Energy Balance 해석^[1-3]은 모든 지정된 임무기간동안 전력 성능요구사항에 맞도록 설계되었는지를 확인하는 중요한 분석중의 하나로서 특히 태양전지 회로 및 배터리 셀 실패시에도 위성의 안정적 운영을 위한 필수적인 조건이라 할 수 있다.

제안된 통신위성의 태양전지 어레이는 GaAs/Ge를 이용한 전체 6개의 패널 및 면적 21.76m²를 갖는 어레이로 가정하였으며, 배터리는, 26개의 셀을 갖는 2개의 배터리로 구성되었으며 각 배터리는 75amper-hours(Ah)의 용량을 갖는다. 배터리는 위성의 식기간 동안 전력을 공급하며, 피크 전류 펄스를 제공하며 그리고 낮기간 동안 태양전지 어레이의 용량을 초과하는 파이로 장치등의 동작을 위한 전력을 제공하게 된다. 태양동기궤도에서 식

기간은 44일 발생하며, 각 기간은 equinox 근처까지 0으로부터 1.2시간까지 식기간이 발생된다. 각 배터리는 80% DOD에서 12년 주기에 걸쳐 매년 두 번의 43일 주기의 식기간 동안 약 2.5KW의 전체 부하전력을 제공할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 위성의 안정적 운영을 위해 태양전지회로 및 배터리 셀 실패 시를 고려한 배터리 용량이 신경회로망을 이용한 비선형 모델링^[4-5]을 통해 수행되어졌다. 또한 낮 기간과 식기간에 대한 성능요구사항들이 최악조건을 고려한 모든 궤도 조건에 대해 위성의 임무기간동안 모든 지정된 전력 요구성능을 만족하는지 확인하기 위한 Energy Balance 해석이 수행되어졌다.^[1]

2. 태양전지 어레이 용량 및 예상면적

먼저 본 연구에서 제안된 통신위성의 태양전지 어레이 전력량을 예측하기 위해 Tecstar(미)에서 제공된 GaAs/Ge 전지를 사용하는 것으로 가정하였으며 태양전지 셀의 특성은 표 1과 같다.

표 1 태양전지 셀 특성
Table 1 Characteristics of Solar Cell

특성	Gallium Arsenide on Germanium
셀 면적	1.514×2.489×0.0055
BOL 효율	18.5%
Base Resistivity	0.40hm-cm
Cell Mass/CIC Mass	2.115/3.270
Junction Depth	0.1~0.45um
Front Contact Material	Silver Gold Zinc Gold
Rear Contact Material	Silver Gold Zinc Germanium Gold
Anti-Reflective Coatings	TiO and AlO

※주: Tecstar(미) GaAs/Ge 태양전지 셀을 기준

태양전지 어레이의 시간과 환경의 감쇠요소를 고려하여 계산된 결과값은 식 (1)과 같다.

$$(Imp, EOL) = (Imp, BOL) \times (Total Design Factor Loss \text{ for Current}) \times (Imp, Rad loss) \quad (1)$$

식 (1)에 의한 28°C에서 임무말 최대전류는 0.5829A이며, 최대전압은 0.785V이다.

최악조건은 춘분점에서 69.4°C로 가정되었으며 이때 임무말 최대전류는 0.592A이며, 최대전압은 0.6975V이다. 태양전지 어레이의 스트링으로부터 컨넥터에 이르는 전압 강하를 고려하여 스트링의 등가저항을 이용한 최악조건은 식 (2)와 같으며, 이때의 최대 전력버스 전압(Vsa)을 구하면 44.7V로 계산되어진다.

$$V_{sa} = [(V_{mp, EOL}) \times (\text{직렬 셀 수})] - (\text{다이오드 전압강하}) - (Imp, EOL) \times (\text{등가 스트링 저항}) \quad (2)$$

한 패널에서 발생하는 태양전지 전력은 다음과 같다.

$$P_{sa} = [(V_{mp, SA}) \times (Imp, EOL, 69.4^\circ C)] \times \text{직렬스트링수} \times \text{회로 수} \quad (3)$$

본 연구에서 요구되는 부하전력에 대해 태양전지 패널은 총 6개로 구성되었다.

각 패널당 3개의 회로가 있으며, 각 회로는 7개의 스트링으로 구성하였으며 총 예상발생 전력량은 3175W로 계산되어진다. 그러나 태양의 광도가 춘분점, 하지, 추분점, 동지에서 절기에 따라 변화되기 때문에 태양전지 어레이의 발생전력량은 절기에 따라 계산되어야 할 것이다. 절기에 따른 패널당 발생 전력량 및 전체 발생 전력량은 표 2와 같다.

표 2 태양전지 어레이 전력 발생량
Table 2 Total Power of Solar Array

항목	X-fer Orbit	Operation phase				
		No Manuver			Maneuver Phase	
		Sun-Spin	Eclipse	Sun solst	Au Equin	Su Solst
Payload	2.8	1880	1880	1880	1880	1880
TT&C	153.2	112.1	112.1	112.1	112.1	112.1
GN&C	73.2	87.2	87.2	87.2	87.2	87.2
PWR	70	131	127	128	138	138
Propulsion	6	6	6	6	38.1	38.1
Thermal Control	39	124	141	187	145	167
Bus Harness	4	5.3	4.6	5.9	6.8	7.7
Sub total	348.2	2,345.6	2,357.9	2,406.2	2,407.2	2,430.1
Load Margin(5%)		2463	2475.8	2526.51	2527.56	2551.6
Battery Charge load		0	28	295.6	28	295.6
System Total Load		2,463	2,503.8	2,822.11	2,555.56	2,847.2
Array Capability		0	2904.3W	3175.5W	2904.3W	3175.5W
S/A Margin			13.8%	11.1%	12%	10.3%

3. 배터리 용량 선정

니켈-하이드로진 배터리는 위성응용을 위해 니켈 카드뮴 배터리보다 높은 에너지 밀도, 긴 수명, 그리고 과충전과 회복에 더욱 강한 특성을 제공한다. 따라서 본 연구에서는 개별 압력 용기(IPV), 두 개의 모듈로 구성된 니켈-하이드로진 배터리가 사용되는 것을 전제조건으로 하였다.

낮 기간 동작모드의 경우 태양전지에서 발생된 전력의 일부는 부하에 공급하며 나머지는 배터리 충전기를 통해 배터리에 전력을 저장하는 모드이다. 대부분의 정지궤도 위성의 경우 배터리 충전비는 위성에 탑재된 배터리 제어 소프트웨어에 의해 결정되도록 설정되어진다. 그러나 필요시 지상에서 명령어에 의해 수동적으로 배터리 충전비가 변경가능 하다.

식기간 동작모드의 경우 춘분점과 추분점에서 최대 72분의 식기간이 발생하며 이 기간동안 가장 긴 식기간으로 고려되어졌다. 배터리 방전상태는 설계 사양에 따라 배터리 DOD(Depth of Discharge)가 80%를 넘어서는 안되며 배터리 전압은 31.2V가 될 것이다. 배터리 용량은 충전 시와 마찬가지로 위성체에서 부하에 사용에 의해 변화되는 배터리 방전전류의 크기계산에 의해 결정된다. 일반적으로 배터리 충전을 위해 요구되어지는 충전 시간은 16시간이며 7.5A의 급속충전비로 4시간을 충전하고 3.75A의 정상 충전비로 12시간 충전을 한다. 이러한 설정에 대한 전체 Ah는 68 Ah이다. 본 연구에서는 배터리 마진을 고려하여 75Ah로 선정하였다. 배터리의 충방전 주기는 1.2시간의 주기동안 최대 80% DOD까지 방전하며, 배터리 재충전은 한 주기동안 C/10의 비율로 22.8시간을 초과하지 않도록 설계된다. 표 3은 본 연구에서 선정된 배터리 성능특성을 나타낸다. 선정된 배터리의 출력 용량은 식 (4)와 같이 계산되어질 수 있다.

표 3 배터리 성능특성
Table 3 Performance characteristics of Battery

항목	특성 값
최대 DOD (32.5V에서 실제 배터리 용량)	80%
배터리 용량	2×75AH
최대 방전시간 혹은 최대 식기간(T_ECLP)	1.2h
최대 배터리 충전전류(I_CHG)	7.5A
설계 수명	12년
배터리 구성	2배터리, 각 26셀
최대 배터리 셀 충전 전압(V_CHG)	1.6V
평균 배터리 셀 방전 전압(V_AVE)	1.203V
허용 가능한 하니스 전압 강하(RHM)	0.25V
허용 가능한 배터리 하니스 전압 강하(RHB)	0.25V
실패된 셀 방전 다이오드 전압 강하(V_DSG)	0.65V
방전 컨버터 효율(EFF1)	95%
충전 컨버터 효율(EFF2)	95%

$$\begin{aligned} \text{Bat_out} &= (\text{Ampere-hour rating/eclipse time}) \\ &(\text{battery nominal cell volts} \times \text{number of cells}) \\ &= (75/1.2)(1.203 \times 26) = 1954.9 \text{ Watts} \quad (4) \end{aligned}$$

4. 배터리 운용모드 해석

Energy Balance 해석은 위성의 자세유지를 위해 EHT(Electrothermal Hyrazine Thruster)동작모드를 갖는 낮기간과 식기간(추분점)의 정상모드와 실패모드 대하여 수행되었다. 또한 전력공급원인 태양전지의 스트링 및 회로 실패시 발생하는 worst case경우에 대하여 배터리 전력상태변화를 분석하였다. 본 연구에서 추력으로 사용되는 EHT는 4개로 설정되었으며, 각각은 0.051f 추력을 가지며 500W를 최대 102분 동안 추력할 수 있는 모델이 사용되었다.

4.1 낮기간 Worst Case 모드

낮기간 최악조건모드는 태양전지 혹은 배터리의 일부 실패 시 EHT의 사용을 고려한 해석모드이다. 태양전지에서 하나의 GaAs 회로 실패는 결국 태양전지로부터 전력 발생량을 감소시켜 배터리 충전시 더 많은 충전시간이 필요하게 된다. GaAs전지 패널에서의 한 회로 실패시 132.3W가 감소된다. 또한 배터리 셀 실패시 남아있는 25개의 셀이 부담해야할 전력량이 증가되어 배터리 충전상태가 더욱 낮아지게 된다는 것을 알 수 있다. 낮 기간 동안 EHT사용 시 배터리 용량 변화는 다음과 같다.

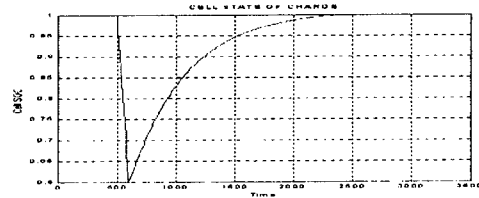
$$\begin{aligned} AH_{CAP}(n+1) &= \\ AH_{CAP}(n) &- \frac{P_{EHT}}{\left(V_{batbus}(n) - \frac{P_{EHT}}{V_{batbus}(n)} \times R_i \right)} \end{aligned} \quad (5)$$

배터리 용량은 충전시와 마찬가지로 매분 EHT사용에 의해 변화되는 배터리 방전전류의 크기계산에 의해 결정된다. 여기에서 사용된 n은 분단위의 시간을 나타내고, R_i 는 셀의 내부임피던스 값으로서 0.0464Ω이다. 또한 P_{EHT} 는 아크젯시 필요한 전력이며, $V_{batbus}(n)$ 은 셀 전압의 합이다. 그림 1(a)의 낮기간 동작모드 시뮬레이션은 EHT 수행후 완전충전시간에 도달하는 시간을 고려하여 전체 시뮬레이션 기간을 3500분으로 설정하였다. 이 기간동안 EHT 시작점은 500분이며, 100분 동안 수행되었으며 이때 EHT 요구전력은 1000W로 설정하였다. 해석결과 그림 1(a)에서 보여지는 것처럼 낮 기간 동안 EHT 수행 후 배터리 DOD는 40%까지 하강하였다. EHT 사용후 C/20를 갖는 배터리 충전비에 의해 충전시 완전충전상태에 도달하기까지는 28.3시간이 요구되었다. 태양전지 어레이의 회로실패 시 배터리 DOD는 54%까지 하강하였으며 EHT사용 후 C/20를 갖는 충전비에 의해 정상충전까지 30시간이 요구되었다.

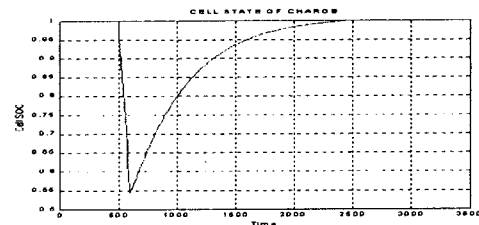
4.2 식기간 정상동작 모드

정지제도 위성의 경우 3월22일과 9월22일을 전후로 한 춘분점과 추분점에서 최대 72분의 식기간이 발생하며 이 기간동안 가장 긴 식기간으로 고려되어 분석되어졌다. 그리고 식기간이 끝난후 배터리 충전모드에서 최대 60분 동안 EHT 동작후 배터리 전력상태를 분석하였다.

식기간 정상동작모드는 3주기, 4320분 동안 수행되었다. 각 주기는 추분점에서 최대 72분의 식기간을 포함하며 식기간 후 충전비는 C/20로 설정하였다.



(a) EHT Normal Mode



(b) Solar array circuit failure mode

그림 1 낮기간 배터리 운용모드해석

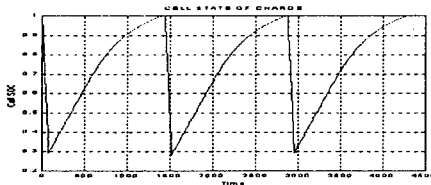
Fig. 1 Battery operation mode analysis at Summer Solstice

그림 2~3에서 식기간 후 배터리는 다음 식기간이 발생하기 전에 100%에 도달한다는 것을 알 수 있다. 식기간 동안 부하에서 요구되는 전력은 2463W정도이며 충전시 EHT 수행동안 최대 3463W까지 상승하게 된다. 이때 배터리의 EHT 동작기간은 배터리 동작상태와 식기간의 길이에 따라 달라질 수 있으나 최대 식기간 후 충전기간 동안 정상동작모드에서 60분이 적당하다. 식기간의 3주기동안 EHT 사용은 두 번째 주기에서 실시하였다. 그 이유는 첫 번째 주기의 식기간 길이와 배터리 상태에 따라 두 번째 주기에서 최대 EHT 수행가능시간을 결정할 수 있고, 세 번째 주기에서 EHT 수행 후 배터리가 완전충전에 도달할 수 있는지를 예측할 수 있기 때문이다.

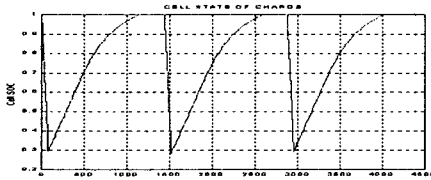
식기간 DOD해석결과는 그림 2(a), (b)에서 보여지는 것처럼 EHT를 수행하지 않은 경우 배터리 DOD는 72%이다. 식기간 후 C/20로 충전시 정상 충전까지 22.16시간이 소요되었으며 C/16으로 충전시 18.3시간이 소요되었다. 이 결과는 배터리 DOD 요구조건 80%를 넘지 않는 값으로 설정된 배터리 용량을 충분히 만족시키는 결과이다. 그림 3(a),(b)는 식기간 정상모드와 EHT 수행 수행 모드에서의 배터리 전압곡선을 보여주고 있다.

4.3 식기간 Worst Case 모드

이 모드에서는 식기간 동안 EHT 사용 시 및 배터리 셀 실패 시 EHT 사용의 경우 발생되어질 수 있는 최악 조건을 고려한 전력변화를 분석하였다. 먼저 부하에서 요구되는 전력량이 같다고 가정하였을 때 식기간 후 배터리 충전기간동안 배터리에 충전되는 전력량이 감소되며 또한 충전기간 동안 EHT 수행 시 태양전지 전력과 배터리 전력의 합에 의해 공급되는 전체 전력량은 태양 전지전력감소로 인해 배터리 공급전력량이 증가하는 결과를 가져온다.

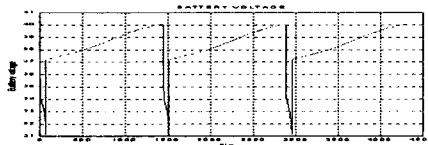


(a) Normal mode with C/20 (Without EHT Burn)

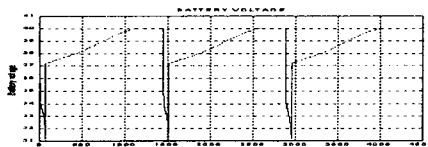


(b) Normal mode with C/16 (Without EHT Burn)

그림 2 식기간에서 배터리 정상동작모드해석
Fig. 2 Battery operation mode analysis at Autumnal Equinox



(a) Normal mode with C/20

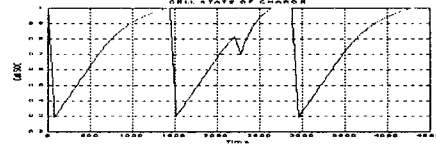


(b) Normal mode with C/16

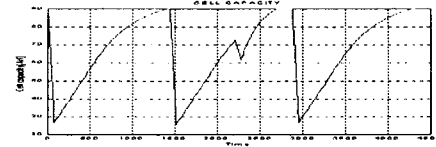
그림 3 식기간에서 배터리 정상동작모드해석
Fig. 3 Battery voltage at Autumnal Equinox

따라서 충전 시 배터리 충전비의 변화가 요구되어진다. 식기간 EHT 사용 모드가 그림 4(a)에 보여지고 있다. 두 번째 주기 2140분에서 EHT burn을 시작하여 약 60분 후 재충전을 C/10으로 재충전을 하였다. 식기간 실패모드에서 실패모드 해석결과가 그림 4(b)에 보여지고

있다. 해석결과 추분점에서 배터리 셀 실패시 DOD는 74%이다.



(a) Normal mode with EHT Burn



(b) Battery cell fail mode with EHT Burn

그림 4 식기간 EHT Burn을 갖는 배터리 동작모드 해석
Fig. 4 Battery operation mode analysis at Autumnal Equinox

5. 결 론

본 연구에서는 위성의 운영기간동안 부하 요구량에 따른 태양전지 어레이 및 배터리의 용량이 각각 계산되었다. 낮기간 동안 계산된 배터리 DOD는 태양전지 회로 실패의 경우로 54%까지 DOD가 하강하였으며 재충전 시까지 30시간이 요구되어짐을 알 수 있었다. 또한 식기간에서는 배터리 셀 실패의 최악조건을 고려하였을 때 배터리 DOD는 74%로서 요구조건인 80%이내를 만족하였으며 재충전시는 C/10으로 다음식 기간 이전에 모두 100%충전에 도달하여 만족시켰음을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] 최재동, 황영성, 이학주, 성세진, "다층신경회로망을 이용한 NiH2 전지 모델링 및 동작상태분석", *전력전자학회지*, 제4권, 제2호, pp. 192~200, 1999.
- [2] 정규범, 마근수, 김성규, 황보한, "무궁화 위성 배터리 모델링 및 전력분석", *한국항공우주학회지*, 제23권, 제6호, pp. 159~167., 1995.
- [3] A. H Zimmerman and M. V. Quinzio, "Progress towards computer simulation of NiH2 battery performance over life" *The NASA Aerospace Battery Workshop*, pp. 177~283, 1994.
- [4] 최재동, "운용모드에 따른 무궁화위성3호 배터리 전력상태 분석", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제2호, pp. 149~158, 1999.
- [5] James D. Dunlop, Gopalakrishna M. Rao and Thomas Y. Yi, *NASA Handbook for Nickel-Hydrogen Batteries*, NASA Reference Publication, 1993.