

다목적실용위성 1호기의 에너지 밸런스 및 운용

장성수*, 이상곤, 장진백, 심은섭
한국항공우주연구원

Energy Balance Analysis and Operation of Electrical Power System in KOMPSAT-1

Sung-Soo Jang*, Sang-Kon Lee, Jin-Baek Jang, Eun-Sup Sim
Korea Aerospace Research Institute

Abstract - In general, satellite electrical power system plays an important role in its mission performance. To perform the mission successfully, the satellite should be provided with the sufficient power until end of life. In this paper shows that electrical boxes' design characteristic, energy balance analysis and power performance in satellite real operation.

1. 서론

위성의 전력시스템은 임무기간동안 임무수행을 위하여 위성체에 충분한 전력을 공급하며, 위성체의 다른 서브시스템과 탑재체의 요구에 맞추도록 전력원과 전력저장 장치를 제어하고 전력을 분배하는 역할을 한다.

저궤도 소형위성의 전력시스템 설계를 위하여 위성체에서 요구되는 충분한 전력을 공급하도록, 위성의 1차 전력원인 태양전지 어레이, 2차 전원장치인 배터리, 그리고 전장품을 필요이상 크게 설계하는 것은 현실적으로 바람직하지 못하다. 위성의 임무수행에 적당한 태양전지의 선정 및 태양전지 어레이의 설계, 전장품의 성능 예측, 그리고 배터리의 선정은 인공위성의 수명과 직접적인 관계가 있으며, 위성의 전체적인 비용에도 큰 영향을 미친다. 특히 인공위성의 임무수행을 위하여 충분한 전력을 생성하도록 태양전지 어레이의 크기를 확대 설계하는 것은 비용적인 문제 뿐 만아니라 인공위성의 열제어, 위성의 자세제어, 발사체의 선정, 특히 소형 저궤도 위성의 경우에는 aerodynamic drag에 큰 영향을 미치므로 바람직하지 않다.

본 논문에서는 다목적실용위성 1호기 전력시스템의 구성, 전장품의 특성과 최적의 전력시스템 설계를 위한 에너지 밸런스 분석과 현재 운용 결과를 기술하였다.

2. 본론

2.1 전력시스템의 구성

다목적실용위성 1호기의 전력시스템은 Figure 1과 같이 9개의 전장품으로 구성되어 있다. 위성의 낮기 동안, 1차 전력을 생성하는 태양전지 어레이(SA), 식(Eclipse)구간과 위성의 최대 부하가 동작할 때 2차 전원을 공급하는 배터리, 태양전지 어레이의 전력을 변환하여 위성의 1차측전원 공급과 배터리로 에너지를 전달하는 태양전력조정기(SAR), 위성부하와 탑재체에 전력을 분배하고 조절하기 위한 전력제어기(PCU), 초기 위성의 궤도 진입 후 태양전지 어레이의 전개를 위한 전개장치제어기(DDC), 위성본체와 탑재체의 전기적 접속과 지상장비와의 인터페이스, 신호 및 전력을 공급하는 하니스, 태양전지 어레이의 구동을 위한 구동장치와 구동 전자유닛(SADA & SADE), 그리고 탑재 컴퓨터, 지상국에서 전력계의 상태를 모니터링하고 제어할 수 있도록 원격 측정 및 명령을 갖도록 설계된 전력계 제어장치(ECU) 등의 전장품으로 구성되어 있다.

2.2 에너지 밸런스

3년의 임무기간 동안, 다목적실용위성 1호기의 임무를 수행하기 위하여 685km 한반도 상공에서 10:50AM을 중심으로 -15분/+10분의 LTAN(Loac Time Ascending Node)의 궤도를 선정하였다.

에너지 밸런스분석은 특정 궤도환경에서 임무수행을 위한 위성의 요구전력을 공급하도록 전력시스템을 최적으로 설계하고, 성공적인 운용을 위하여 위성의 운용 시나리오를 분석 및 설정하는 것이다.

1호기의 에너지 밸런스 분석을 위하여 고려된 주요 부분품의 특성은 다음과 같다.

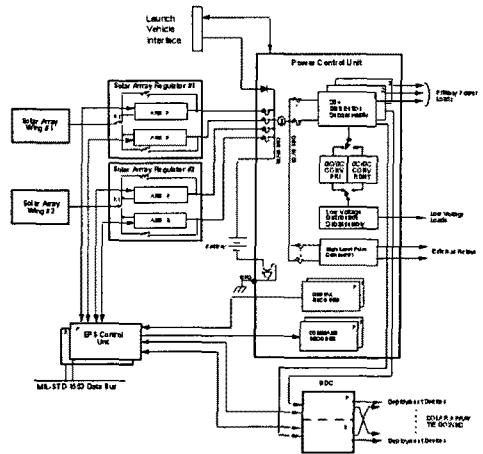


Figure 1. EPS System Block Diagram

2.2.1 태양전지 어레이의 특성

1호기의 태양전지는 AM0, 28°C에서 14.6%의 효율을 갖는 ASE 실리콘 전지를 사용하였다. 임무말기에서 태양전지는 감쇠영향으로 대략 10.4%을 효율을 나타낸다. 그리고 태양전지의 출력에 가장 큰 영향은 태양전지 어레이의 온도특성이다. 임무말기의 낮기 동안, 실리콘 태양전지를 사용한 태양전지 어레이의 온도는 최저 -60.5°C에서 최고 73.4°C까지 나타나는 것으로 분석되었다. Table 1은 임무기간 동안, 낮기간의 최고 온도에서 예상되는 태양전지 어레이의 전력을 요약하였다.

Table 1. SA Power Capability during Mission-Life

Mission Life	Year 0 (BOL)	Year 1	Year 2	Year 3 (EOL)
SA Power Capability @73.4°C	788.0 W	700.5 W	661.9 W	636.3 W

Figure 2는 28°C에서 예상되는 전체 태양전지 어레이의 I-V 특성과 발생전력을 나타내었다. 28°C에서 태양전지 어레이의 Isc는 22A이며, 개방전압(Voc)은 65.3V를 나타낸다. 그리고 54.6V에서 태양전지 어레이의 최대 전력발생은 1115 watts가 된다.

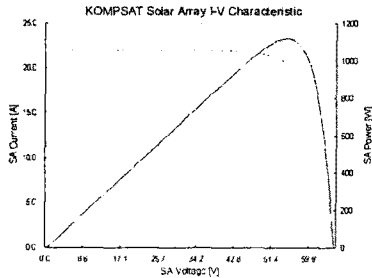


Figure 2. SA I-V 곡선 및 전력특성

2.2.2 배터리의 특성

배터리는 Eagle-Picher사의 21AH 용량의 슈퍼 니켈-카드늄 전지, 22개를 직렬로 구성하였다. 슈퍼 니켈-카드늄 배터리는 Zicar separator를 이용하여 일반 니켈-카드늄 배터리보다 수명특성이 많이 개선되었다.

위성의 정상적인 임무과정에서 배터리는 25%이내의 방전량을 갖도록 용량을 선정하였다. 3년간의 임무동안, 배터리의 충방전 사이클은 16,100이 예상된다. 그리고 식구간에서 최대 32%의 방전량을 고려할 때, 임무기간 동안 87%이상의 충분한 충방전 사이클 마진이 있다.

Figure 1에서와 같이, 전력시스템은 비조절방식으로 배터리의 전압이 위성 버스에 직접 나타난다. 위성버스의 전압은 배터리의 전압으로 결정되며, 최소 23.1V에서 최대 34V까지 나타난다. 그리고 배터리의 성능은 온도영향에 매우 민감하며 나타나며, 현재 1호기의 배터리는 대략 10°C 범위에서 동작하도록 배터리의 히터를 설계하였다.

임무초기에서 배터리는 81%의 효율을 나타내며, 임무말기에서는 대략 76%의 성능을 가질 것으로 예상된다. 그리고 한 궤도에서 전력시스템의 운용에 따라 배터리는 평균 30W의 전력을 소모한다. 그리고 이 값을 이용하여 배터리의 방열판을 설계하였다. Figure 3은 온도영향에 따른 배터리의 RR(Recharge Ratio) 특성을 나타낸다. 온도가 상승함에 따라 RR의 값이 증가되고 있음을 알 수 있다.

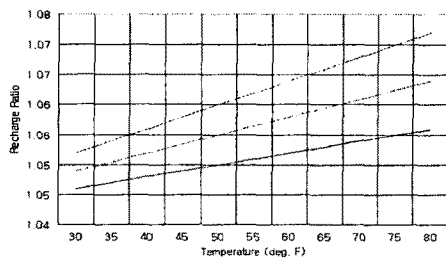


Figure 3. Battery RR Characteristic Curve

2.2.3 전장품의 특성

태양전지 어레이의 전력을 변환하는 태양전력조정기(SAR)는 Buck 컨버터로 구성되었다. 컨버터의 최대 입력전력은 475W이며, 최대 입력전압과 전류는 각각 90V, 12A의 제한된 값을 갖는다. 그리고 컨버터는 최소 95%이상의 전력변환 효율 특성을 갖는 것으로 분석

되었다. 그리고 1호기의 임무특성에 따라, 한 궤도에서 태양전력조정기는 4.97W-Hour의 전력을 소모하는 것으로 분석되었으며, 현재 궤도에서 태양전력조정기 baseplate의 온도는 평균 15°C를 유지한다.

전력제어기(PCU)는 위성부하와 탑재체에 전력을 분배하며, 2차 전력원(+5V, ±15V)을 생성한다. 2차 전원을 생성하는 DC/DC 컨버터는 66W의 용량과 83.4% 이상의 효율특성을 갖는다. 그리고 전력제어기는 1차전원의 보호를 하기 위하여 퓨즈 모듈과 1차 전원의 절환을 위한 릴레이를 내장하고 있으며, 배터리 및 부하의 전류를 모니터링하기 위하여 셉트 모듈을 사용한다. 그리고 한 궤도에서 전력제어기의 전력소모는 19.33 watts로 분석되었다. 현재 궤도에서 평균 15°C를 유지하며 동작하고 있다.

기타 전장품의 자체 전력소모는 매우 작다. 전계장치 제어기는 위성발사 후, 태양전지 어레이의 전개를 위하여 단 한번 사용된다. 하니스는 배터리의 충방전 전압과 부하의 상태에 따라 전력소모가 결정된다. 1호기의 부하에 따른 하니스의 전력소모는 대략 2~3%가량 추정하였다. 그리고 태양전지 어레이의 구동장치는 슬러핑을 통하여 태양전지 어레이의 전력을 태양전력조정기에 전달한다. 이 과정에서 대략 ~2V 가량의 전압강하가 발생하는 것으로 분석되었다.

2.2.4 전력시스템의 알고리즘

전력시스템의 주요 소프트웨어 알고리즘은 태양전지 어레이의 최대 발생전력을 이용하는 최대전력추적 알고리즘과 배터리의 충방전 상태를 분석하기 위한 Amper-Hour integration 알고리즘이 있다.

태양전지 어레이의 출력은 전력계 제어장치(ECU)에 의해 항상 모니터링되고 분석된다. 그리고 태양전력조정기(SAR)의 스위칭 듀티비를 조절하여 태양전지 어레이에서 발생하는 최대 전력을 추적한다. 태양전력조정기의 스위칭 듀티비는 다음과 같이 결정된다.

$$\text{Duty Cycle} = 255 * [V_{bus} / (V_{oc}/K_{mp})]$$

여기서 Kmp는 최대전력 추적알고리즘을 위한 파라미터이며, 1호기는 임무초기에 1.25를 사용하였다.

Figure 4는 태양전력조정기의 스위칭 듀티비에 따른 태양전지 어레이의 최대전력 효율특성에 관한 시험결과를 나타낸다. 시험 결과에 따르면, 대략 72%의 스위칭 듀티비에서 태양전지 어레이의 최대전력을 이용하고 있음을 알 수 있다.

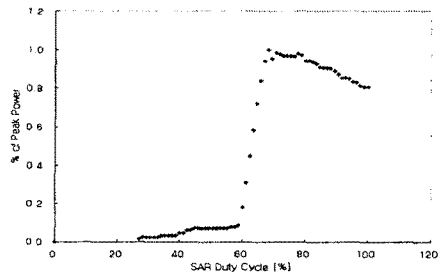


Figure 4. Normalized Solar Array Output vs. SAR Duty Cycle on Flight-Model

배터리의 충방전 상태를 분석하기 위하여 Ampere-Hour integration 알고리즘을 사용한다. 배터리의 충전상태에 따라 고속충전, 테이퍼 충전, 그리고 세류충전 알고리즘을 사용한다. 고속충전 알고리즘은 배터리의 90% 충전상태까지 적용되며, DET(Direct Energy

Transfer)와 PPT(Peak Power Tracker)의 알고리즘이 있다. 그리고 배터리의 충전상태가 90%이상부터는 배터리의 스트레스를 줄이기 위하여 충전전류를 크게 줄이는 테이퍼 충전알고리즘을 사용한다. 테이퍼 충전알고리즘으로서는 Current-Taper와 배터리의 온도와 전압 특성을 이용하는 TCVL(Temperature Compensated Voltage Limit) 알고리즘을 사용한다. 그리고 배터리의 만충전 상태를 식구간 진입까지 유지하기 위하여 세류충전 알고리즘을 사용한다.

2.3 에너지밸런스 분석 및 운용결과

1호기의 임무를 수행하기 위하여, 위성은 roll 방향으로 최대 45°까지 자세를 변경할 수 있다. 위성의 자세에 따라 태양전지 어레이는 전력발생에 큰 영향을 받는다. 임무수행을 위한 위성의 자세영향과 전장품의 특성을 고려하여 에너지 밸런스를 분석하였다. Figure 5는 10:35AM과 10:50 AM에서 위성의 임무수행을 위한 최적의 요구전력을 나타낸다. 10:35AM 궤도에서 최대 45° roll의 자세로 임무를 수행하기 위하여 요구되는 전력은 565 watts로 분석되었다. 그리고 임무말기에서 태양전지 어레이는 636.3 watts를 생성하므로, 전력마진은 12.6%가 된다. 따라서 임무말기에서 태양전지 어레이는 임무수행을 위하여 적절한 전력을 공급하고 있음을 알 수 있다.

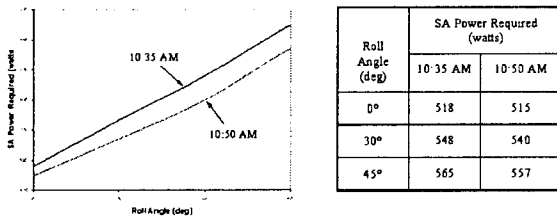


Figure 5. Solar Array Power Required for Science Mode Operation

Figure 6은 임무말기에서 태양전지 어레이의 발생전력과 배터리의 충전특성을 나타내었다. 식구간 이후, 태양전지 어레이의 발생전력은 매우 크므로 태양전력조절기(SAR)의 용량을 고려하여 13분간 DET 알고리즘을 적용하였다. 그리고 식구간 진입전에 배터리는 충분히 만충전되어 세류충전모드로 전환되고 있다. 따라서 1호기는 한 궤도에서 에너지 밸런스를 만족하며, 3년간의 성공적인 임무수행을 위하여 충분한 전력이 발생됨을 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

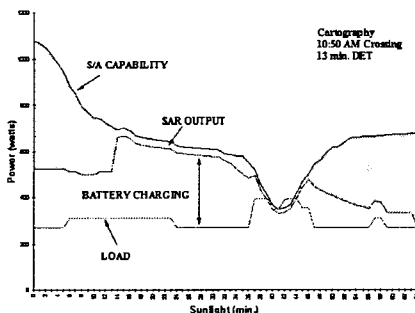


Figure 6. Predicted Solar Array Power and Battery Charging Power @End-of-Life

Figure 7은 현재 운용중인 1호기의 한 궤도에서 배

터리의 전류, 전압 및 온도특성을 나타낸다. 낮기간 동안, 배터리의 전압은 최대 32.7 volts 까지 증가하고, 식구간에서 배터리의 전압은 26.1 volts까지 감소한다. 따라서 전력시스템 설계에서 고려한 전압범위에서 잘 동작하고 있다. 배터리의 전류는 39분 정도의 세류충전을 하고 있으며, 식구간 진입전에 충분히 충전되어 있음을 알 수 있다. 그리고 배터리의 온도는 평균 3.3°C로 유지되어, 배터리의 성능이 매우 높은 온도범위에서 안정적으로 동작하고 있음을 확인하였다.

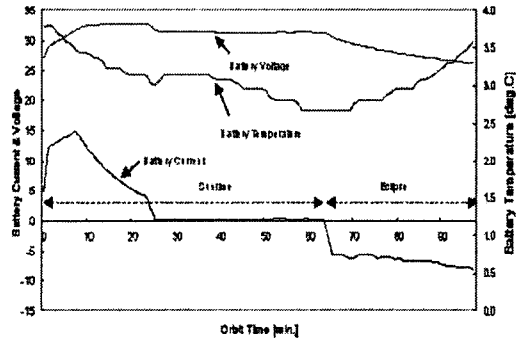


Figure 7. Battery Current, Voltage, and Temperature Characteristic on Orbit @June, 2001

3. 결 론

본 논문은 미국 TRW사와 공동개발한 다목적실용위성 1호기의 전력시스템 설계, 지상시험 및 운용결과를 요약하였다. 전력시스템을 구성하는 각 전장품의 특성을 간단히 기술하였으며, 최적의 전력시스템 설계를 위하여 에너지 밸런스를 분석하였다.

전력시스템의 설계에서, 3년의 성공적인 임무수행을 위하여 적절한 전력마진과 충분한 배터리의 수명 사이클 마진을 갖도록 설계하였다.

1호기의 비행모델을 이용한 지상시험에서 태양전력조절기의 동작에 따른 최대전력추적 알고리즘의 특성을 시험하였다. 태양전지 어레이 시뮬레이터를 사용한 결과, 태양전력조절기의 72% 스위칭 듀티비에서 최대 전력을 추적하고 있음을 확인하였다.

현재 운용중인 1호기 운용자료의 분석결과, 태양전력 조절기 및 전력제어기는 매우 안정적으로 운용하고 있음을 확인하였다. 태양전지 어레이의 감쇠특성은 설계단계에서 고려한 값 보다 적은 것으로 분석되었으며, 태양전지 어레이의 출력은 임무를 수행하기에 충분한 것으로 분석되었다. 그리고 배터리는 낮기간 동안 충분히 충전되고 있으며, 온도특성도 매우 양호하게 동작하고 있다.

[참 고 문 헌]

- [1] Sung-Soo Jang, "KOMPSAT Subsystem Spec. for Electrical Power Subsystem", CDRL NO. SS14 - 0028, KARI, 1996
- [2] Willard R. Scott, "Sealed Cell Nickel Cadmium Battery Application Manual", NASA, 1979
- [3] W.J.Larson and J.R.Wertz, "Space Mission Analysis and Design", Kluwer Academic Publishers 1995
- [4] "KOMPSAT Electrical Power Subsystem Critical Design Audit", KARI, 1996
- [5] "KOMPSAT Solar Array Critical Design Audit", KARI, 1996