

## 저궤도 인공위성 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램

이상곤<sup>1†</sup>, 나성웅<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 위성전자팀

<sup>2</sup>충남대학교 전기정보통신공학부

### THE DESIGN AND ANALYSIS PROGRAM FOR THE DEVELOPMENT OF LEO SATELLITE ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM

Sang-Kon Lee<sup>1†</sup> and Sung-Woong Ra<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Satellite Electronics Department, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-333, Korea

<sup>2</sup>Division of Electrical Engineering and Information&Communication Engineering, Chungnam National University, Daejeon 305-764, Korea

E-mail: skon@kari.re.kr

(Received February 16, 2007; Accepted May 07, 2007)

#### 요 약

인공위성 전력계의 설계 및 분석은 위성 전체의 무게, 크기 및 성능을 결정하는 중요 변수로 작용한다. 위성체의 모든 타 부분체들은 전력계 설계의 영향을 받으며 특히 발사체 선정, 열 제어계 설계 및 구조계 설계의 경우 전력계의 성능 및 제한 조건 등 전력계 설계 결과에 매우 큰 영향을 받는다. 이 논문에서는 현재 국내에서 지속적으로 개발되고 있는 저궤도 위성의 전력계 설계를 위한 새로운 프로그램을 소개하고 타 위성의 설계 자료를 이용한 개발된 프로그램의 성능 실험 결과를 기술하였다. 실험 결과 제안된 전력계 설계 프로그램은 전력계 사이징 뿐 아니라 궤도 상에서의 전력계 성능을 예측하는데도 사용할 수 있음을 보였다.

#### ABSTRACT

The design and analysis of satellite power subsystem is an important driver for the mass, size, and capability of the satellite. Every other satellite subsystem is affected by the power subsystem, and in particular, important issues such as launch vehicle selection, thermal design, and structural design are largely influenced by the capabilities and limitations of the power system. This paper introduces a new electrical power subsystem design program for the rapid development of LEO satellite and shows an example of design results using other LEO satellite design data. The results shows that the proposed design program can be used the optimum sizing and the analytical prediction of the on-orbit performance of satellite electrical power subsystem.

*Keywords:* LEO(Low Earth Orbit), Satellite, EPS(Electrical Power Subsystem), S/A(Solar Array), Battery, PPT(Peak Power Tracking), EB(Energy Balance)

---

<sup>†</sup>corresponding author

## 1. 서 론

위성체 시스템에 있어서의 전력계(EPS: Electrical Power Subsystem)는 우선 임무 기간 동안 위성체 부하에 연속적으로 전력을 공급하여야 한다. 그리고 위성체의 다른 서브시스템과 탑재체(Payload)의 요구에 맞도록 전력원과 전력 저장 장치를 제공하고 전력을 분배한다. 이를 위해 일반적으로 전력계는, 낮 기간 동안 빛 에너지를 전기에너지로 변환해서 전력을 생성하는 태양전지판(S/A: Solar Array)과 낮 기간에 전력을 저장해두었다가 식(Eclipse) 기간 동안 위성체 운영에 필요한 전력을 공급하기 위한 에너지 저장 장치인 배터리(Battery), 태양전지판에서 생성된 전력을 적절한 값으로 조절하여 위성체의 부하와 배터리로 전달해 주는 태양전력 조절기(SAR: Solar Array Regulator), 그리고 생성된 전력을 타 서브시스템에 조절 분배해 주는 역할 및 보호 장치를 포함하는 전력제어분배기(PCDU: Power Control and Distribution Unit)를 기본적으로 가진다. 이러한 전력계는 그 설계 결과에 따라 부피, 무게 및 개발비용이 위성체 설계에 큰 영향을 주므로 설계 시 정확한 분석과 예측을 통해 최적의 설계가 될 수 있도록 해야 한다. 특히 최근의 저궤도 지구관측위성은 고 기동, 고 해상도를 요구하면서도 다양한 관측 임무를 부여 받고 있으며, 배터리를 포함 향상된 부품들의 개발로 인해 배터리를 매 궤도 만충 시키지 않고 여러 궤도 또는 하루를 기준으로 배터리를 만충 시켜주는 방법을 많이 사용한다. 따라서 위성 설계 과정 뿐 아니라 위성 운영 중에도 여러 궤도 또는 하루 동안에 수행해야 하는 다양한 임무를 반영해서 사전에 에너지 균형 분석 등 위성 운영에 필요한 분석을 수행해서 위성체가 안전하게 운영될 수 있는지를 그때그때 확인 할 수 있어야 한다. 그러나 기존의 국내 저궤도 인공위성 개발 시 전력계 설계 분석을 위해 사용 했던 엑셀 프로그램을 이용한 분석 방법으로는 짧은 시간에 다양한 임무를 분석하기에는 적합하지 않다. 그리고 인공위성 설계 기술의 경우 일반적으로 표준화된 특정 개발 프로그램이 존재하는 것이 아니라 국내의 위성 개발 기관 마다 고유의 설계 방법을 통해 설계 분석을 수행하기 때문에 국내에서 개발 중인 저궤도 지구관측 위성 개발에 적합한 상용화된 설계 분석 프로그램을 구하기는 현실적으로 불가능하다.

이 논문에서는 이러한 전력계 설계의 중요성과 유사한 저궤도 지구관측 위성의 연속적인 국내 독자 개발을 고려해서, 기 확보된 저궤도 지구관측위성 전력계 설계 절차와 기술을 표준화해서 독자적인 프로그램을 개발 하였다. 제안된 전력계 설계 분석 프로그램을 이용할 경우 설계 초기에 보다 많은 경우의 수에 대한 분석이 가능할 뿐 아니라, 최적의 전력계 사이징 및 궤도상에서의 전력계 성능 분석을 빠른 시간에 수행하여 운영상 문제점들을 사전에 예측 할 수 있을 것으로 판단된다.

## 2. 전력계 구성 및 구성품 설계

### 2.1 전력계 구성

위성에 있어서 전력계는 임무 기간 동안, 위성본체(Spacecraft BUS)와 탑재체의 임무수행을 위해 요구되는 전력을 공급하는 기능을 갖는다. 따라서 그림 1과 같이 전력계는 낮 기간 동안 전력을 생성하는 전력원, 낮 기간에 생성된 전력을 저장해두었다가 식 기간 동안 요구전력을 공급하고 경우에 따라서는 낮 기간 동안에도 임무수행에 필요한 에너지를 공급해 주는 에너지 저장장치, 전력원을 통해 생성된 전력을 적절히 조절하여 위성의 일차 측 전원과 에너지 저장장치에 전달해주는 전력조절장치 및 각 위성체 부하와 탑재체에 필요한 전력을 제어 분배 및 보호하는 전력제어분배 장치 등

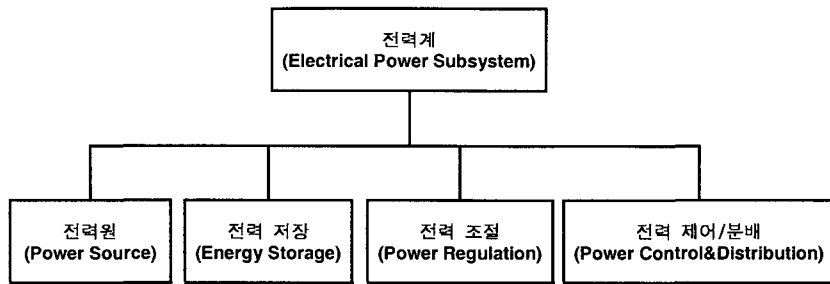


그림 1. 인공위성 전력계 구성.

으로 구성된다. 그리고 위성의 전력 조절 및 제어 방법에 따라 전력계를 제어할 수 있는 별도의 탑재 컴퓨터인 전력계 제어 장치(ECU: EPS Control Unit)가 탑재 될 수도 있으며, 위성체의 구조에 따라 전개형식의 태양전지판을 가지는 위성의 경우 위성궤도 진입 후 태양전지판을 전개하기 위한 전개 장치 제어기(DDC: Deployment Device Controller) 등의 구성품을 추가로 가진다. 위성체 전력계는 궤도 및 임무에 따라 크게 다르게 설계되어 질 수 있다. 예를 들어 저궤도 위성의 경우 약 100분의 궤도 주기 동안 약 30분 정도의 식 기간을 가지며, 정지궤도의 경우 24시간의 궤도 주기 동안 춘분점과 추분점에서 최대 1.2시간의 식 기간을 갖는다. 따라서 이러한 저궤도 위성이나 정지궤도 위성에 모두 적합한 하나의 단순화된 전력계 토폴로지를 설계 제작하는 것은 실제적으로 어렵다. 따라서 전력계 토폴로지는 위성의 임무 또는 시스템의 특성에 맞게 선정되어야 한다.

이 논문에서는 현재 국내 독자 개발 기술을 확보하고 있는 저궤도 지구관측위성의 전력계 토폴로지를 기준으로 인공위성 전력계의 구성을 기술하고, 전력계 구성품 및 부분체의 설계 분석 과정을 MATLAB을 이용해서 프로그램으로 구현하였다.

### 2.1.1 태양전지판 설계

저궤도 지구관측 위성의 전력원으로는 일반적으로 빛 에너지를 전기에너지로 변환해 주는 태양 전지(Solar Cell)를 많이 이용한다. 태양전지의 경우 과거에는 효율이 14% 이하인 실리콘(Si) 태양 전지 셀을 사용하여 태양전지판의 크기가 위성체 형상 및 부피에 많은 영향을 주었으나(Wertz & Larson 1992), 최근에 와서는 미국 EMCORE 사의 ATJ(Advanced Triple-Junction) 셀과 같이 27% 이상의 고효율 태양전지(Stan et al. 2002)가 개발 되어 작은 크기의 태양전지판으로 고전력을 낼 수 있게 되었다. 태양전지판의 설계는 효율, 온도, 연간 감쇄율 및 신뢰성을 고려한 변수 그리고 기타 여러 변수들을 고려해 상세설계 되어야 한다. 이 논문에서는 이러한 태양전지판 상세 설계 부분은 포함하지 않고 위성 개발 초기에 위성체 형상 및 크기 등에 영향을 미칠 수 있는 태양전지판의 크기 및 무게 등의 영향을 사전에 고려 할 수 있도록 임무수명 말기(EOL: End Of Life) 전력을 고려한 태양 전지판 크기 및 무게를 계산하고 그 결과를 위성 시스템 초기 설계에 반영할 수 있도록 하였다. 이 논문에서 개발한 프로그램에는 주요 태양전지판 설계 변수를 최근에 가용한 고효율 태양전지 위주로 미리 자료화 해두었으며, 설계를 위한 각 태양전지별 주요 설계변수는 다음과 같다.

- 태양전지 연간 감쇄율( $D_{life}$ )

- 조립에 따른 유효 전력 생성 면적 비( $Eff_{area}$ )
- 태양전지 전력 변환 효율( $Eff_{cell}$ )
- 태양전지 크기
- 태양전지 무게(Cover Glass 등 포함)

상기 태양전지 정보를 입력 변수로 한 태양전지판 기본 설계는 식 (1)부터 식 (8)까지의 과정을 거쳐서 구할 수 있다(Wertz & Larson 1992). 먼저 위성 임무초기(BOL: Beginning Of Life)의 28°C에서 단위 면적당 태양전지 출력 전력( $P_{cell.BOL}$ )은 태양전지의 전력변환 효율( $Eff_{cell}$ , %) 및 단위 면적당 태양광 입사량을 이용해 구할 수 있으며 식 (1)과 같다.

$$P_{cell.BOL} = (Eff_{cell}/100) \times 1358 \quad (1)$$

여기서 태양전지 조립에 따른 유효 전력 생성 면적 비( $Eff_{area}$ , %) 및 태양 입사각( $\theta$ )을 고려한 임무 초기 태양전지 단위면적당 실효 생성 전력( $P_{BOL}$ )은 식 (2)와 같이 구할 수 있다.

$$P_{BOL} = P_{cell.BOL} \times (Eff_{area}/100) \times \cos(\theta) \quad (2)$$

다음으로 임무수명 말기의 최악 조건하에서 각종 감쇄요인들을 계산하면, 첫 번째로 임무 수명에 따른 태양전지의 감쇄 요소( $D_{life}$ ) 값은 태양전지의 연간 감쇄율( $D_{cell.year}$ )과 위성 요구 수명 값을 이용해 식 (3)과 같이 구할 수 있다.

$$D_{life} = (1 - D_{cell.year}/100)^{satellite\ life} \quad (3)$$

두 번째로 온도에 따른 출력 감쇄를 계산하기 위한 온도 효율 비( $R_{temp}$ )를 구하면 식 (4)와 같이 표현 할 수 있다.

$$R_{temp} = 1 + (28 - T_{in}) \times T_{delta} \quad (4)$$

여기서  $T_{in}$ 은 원하는 설계온도이며,  $T_{delta}$ 는 온도 1도 변화에 따른 출력 변화 배율 나타낸다. 식 (1,2,3,4)를 통해 구한 설계 변수를 이용 임무 말기 최악 온도에서 태양전지의 단위 면적당 생성 전력( $P_{EOL}$ )은 식 (5)와 같다.

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times D_{life} \times R_{temp} \quad (5)$$

다음으로 요구되는 태양전지판 면적은 위성체 운영에 필요한 임무수명 말기에서의 요구전력( $P_{req@EOL}$ ), 임무수명 말기 최악 온도를 고려한 태양전지판 단위 면적당 전력 그리고 태양전지 고장을 및 해석치와 실제 셀 장착 설계와의 차이를 고려한 설계 마진( $F_{margin}$ )을 이용해 구할 수 있으며 식 (6)과 같이 표현할 수 있다.

$$A_{sa} = (P_{req@EOL}/P_{EOL}) \times F_{margin} \quad (6)$$

마지막으로 구하여진 태양전지판 면적을 이용해 태양전지판 설계에 적용될 태양전지의 총 무게( $M_{sa.cell}$ )를 구하면 식 (7)과 같다.

$$M_{sa.cell} = M_{cell} \times A_{sa} \quad (7)$$

여기서  $M_{cell}$ 은 태양전지 단위 면적당 무게이다.

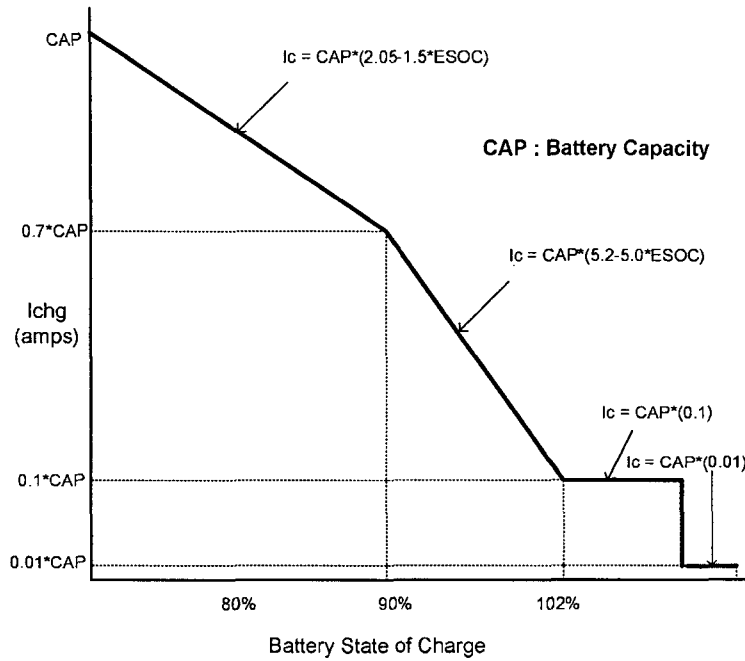


그림 2. 배터리 충전 곡선.

### 2.1.2 배터리 설계

저궤도 위성의 에너지 저장장치로는 충·방전이 가능한 배터리를 가장 많이 사용한다. 배터리의 경우 과거에는 니켈카드뮴(NiCd) 배터리나 니켈하이드로진(NiH<sub>2</sub>) 배터리가 많이 이용되어왔으나 최근에 와서는 작은 크기에 큰 에너지 저장 용량을 가지는 리튬이온(Li-ion) 배터리를 많이 사용하는 추세이다. 배터리 용량( $C_{battery}$ )은 식 (8), 식 (9)와 같이 구할 수 있다(Wertz & Larson 1992). 먼저 식 시간 동안의 방전량( $D_{battery}$ )은

$$D_{battery}(Ahr) = \frac{W_e \times T_e}{V_{dischg}} \tag{8}$$

여기서  $W_e$ 는 식 기간 평균 부하(W),  $T_e$ 는 식 기간(hr),  $V_{dischg}$ 는 평균 방전 전압(V)이다.

다음으로 배터리 용량( $C_{battery}$ )은 식 (9)와 같이 구할 수 있으며 여기서 배터리용량 설계를 위한 배터리 방전량 설계 값( $DOD_{design}$ )은 위성 운영에 따른 임무 수명 말기까지의 충·방전 횟수 및 마진을 고려해 설계 목표 값을 정할 수 있다.

$$C_{battery} = D_{battery} / DOD_{design} \tag{9}$$

### 2.1.3 전원 버스 제어 및 배터리 충전 방법 설계

전력원 및 에너지 저장장치의 선정과 더불어 위성체 전력계 시스템을 설계함에 있어서 가장 중요한 부분 중에 하나가 전력시스템의 전원 버스를 제어하는 방법의 선정이다. 일반적으로 전력시스

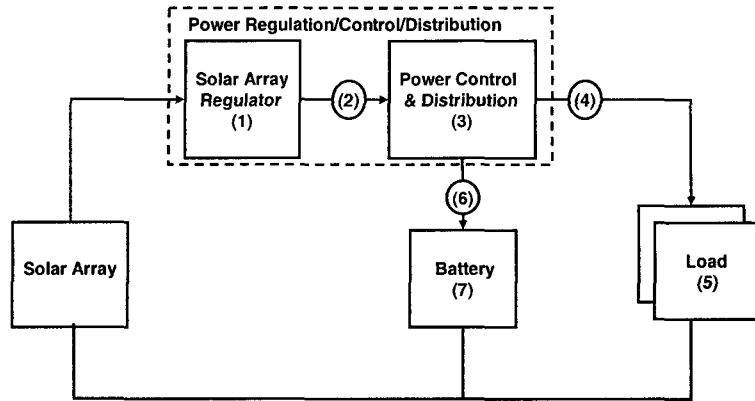


그림 3. 저궤도 위성 부하 모델.

템의 버스전압을 제어하는 방법은 완전 조절(Regulated) 제어방식과 비 조절(Unregulated) 제어방식으로 크게 분류할 수 있다. 비 조절 제어방식은 하드웨어가 보다 단순하고 에너지 이용 효율이 좋은 장점이 있으나 배터리 전압에 의해 버스전압이 조정되어지기 때문에 충전과 방전 시의 전원 버스 전압이 크게 변화하는 단점이 있다. 완전 조절 제어 방식은 비효율적이거나 이 시스템이 부하와 접속되어질 때 낮은 임피던스를 갖는 전력을 공급할 수 있다는 장점과 높은 정밀도의 전원을 요구하는 위성에 적합한 특징을 갖는다. 일반적으로 저궤도 위성의 경우 하드웨어가 단순하고 부피가 작으며, 에너지 이용 효율이 우수한 비 조절형 전원 버스를 많이 사용한다. 따라서 이 논문에서는 비 조절형 전원 버스를 기준으로 낮 기간 동안 태양전력 생성, 부하의 동작 및 배터리 충전 형상을 실제 궤도상에서와 동일한 형태로 모사하기 위해 배터리를 그림 2와 같이 특정 방식(이상곤 외 2002)으로 충전을 하도록 설계하였다.

즉, 배터리의 충전상태(ESOC: Estimated State Of Charge)를 계산하고 그에 따라 고속충전(High Rate Charging), 테이프 충전(Taper Charging), 종료 충전(Finish Charging), 세류 충전(Trickle Charging) 모드로 충전 전류를 조정하도록 프로그램 하였다. 고속 충전을 위한 태양전력 조절 방법으로는 식 기간 탈출 후 초기에는 DET(Direct Energy Transfer) 방식을, 태양전지판 온도가 안정화 된 후에는 배터리 및 부하에 최대전력을 공급하기 위해 최대 전력 추적방식(PPT: Peak Power Tracking)이 병행해 사용하는 것으로 가정해 프로그램 하였다.

### 3. 전력계 분석

전력계 설계 과정에서 수행해야 할 여러 가지 분석 중 가장 중요한 분석들은 에너지 균형 분석(Energy Balance Analysis)과 전력계 성능분석(EPS Performance Analysis)이다. 이들 전력계 분석을 위해서 관련 시스템 또는 서브시스템에서 다음과 같은 주요 설계 변수를 받는다.

- 위성의 궤도 정보
- 궤도에 따른 태양전지판 온도
- 위성의 임무

- 임무 수행에 따른 위성체 부하, 태양전지판 Offpoint 각도, 그림자 영향
- 임무 수행을 위한 전력 요구조건

먼저 에너지 균형 분석은 위성체 생성 에너지, 즉 에너지 생성장치인 태양전지판을 통해 생성되는 에너지 대비 소비 에너지, 즉 낮 기간 임무 수행을 위해 사용되는 부하, 배터리 충전 및 위성체 하니스 등을 통해 손실되는 전력을 포함하는 에너지 간의 균형이 이루어지는지를 분석하는 것이다. 다음으로 전력계 성능 분석은 태양전지판 출력, 배터리 충전 및 부하의 동작 형상을 위성이 실제 임무 수행 시와 동일하게 모사하여 실제 궤도상에서의 생성 전력과 배터리 충전 및 부하 사이의 동작 상황을 예측하기 위한 분석이다. 따라서 전력계 성능 분석을 통해 궤도상에서 배터리의 충·방전 관계, 배터리 방전량(DOD: Depth of Discharge), 배터리 충·방전을 및 배터리 재 충전을 등을 상세히 예측할 수 있으며 이를 통해 위성체 전력계가 위성 임무 수명 말기까지 안전하게 운영될 수 있는지를 분석할 수 있다. 따라서 에너지 균형 분석 및 전력계 성능 분석을 정확히 하지 않고 과도한 전력생성 및 저장 장치를 선정했을 경우 과도한 크기 및 무게로 인해 위성체 전체의 성능 및 발사 비용 등에 큰 영향을 줄 수 있으며, 반대로 전력 생성 및 저장장치를 실소요 전력보다 작게 설계했을 때는 실제 운용 시 위성이 설계 대비 과도한 전력 소모로 인해 위험에 빠질 수도 있다. 따라서 위성 개발 초기에 이들 분석을 정확히 하여 위성 수명 및 운용 개념에 부합되는 최적의 시스템을 설계할 필요가 있다. 먼저 에너지 균형 분석을 위한 위성의 요구 전력 및 에너지의 계산은 그림 3과 같은 위성체 부하 모델을 통해 구할 수 있으며 전력제어분배기 전단에서 필요한 위성체 총 소요 전력( $P_{pctu.in}$ )은 식 (10)과 같다.

$$P_{pctu.in} = P_{l.sun} + P_{eps.st} + P_{har.ls} + P_{ls.pctu} + P_{batt.chg} + P_{batt.h.ls} \quad (10)$$

여기서  $P_{l.sun}$ 은 낮 기간 순수 부하 전력,  $P_{eps.st}$ 는 전력계 구성품의 자체 소모 전력,  $P_{har.ls}$ 는 PCDU와 부하 간의 하니스에 의한 손실 전력,  $P_{ls.pctu}$ 는 전력 제어 분배 단에서의 총 전력손실,  $P_{batt.chg}$ 는 배터리 충전에 필요한 전력,  $P_{batt.h.ls}$ 는 PCDU와 배터리 간의 하니스에 의한 전력 손실이다.

최종적으로 하나의 궤도에 대한 위성체 평균 요구 전력( $P_{required}$ )은 식 (11)과 같이 식 (10)에서 구한 전력제어분배기 전단에서 필요한 평균 소요 전력에 태양 전력조절기의 변환 효율( $Eff_{sar}$ )과 태양전력조절기와 전력제어분배기 사이의 하니스 효율( $Eff_{sar.pctu}$ )을 나누면 구할 수 있다.

$$P_{required} = P_{pctu.in} / Eff_{sar} / Eff_{sar.pctu} \quad (11)$$

식 (11)의 요구전력 평균값에 낮 기간( $T_{sun}$ )을 곱하면 궤도상에서의 요구 에너지( $E_{required}$ )를 식 (12)와 같이 구할 수 있다.

$$E_{required} = P_{required} \times T_{sun} \quad (12)$$

여기서  $n$ 개의 궤도( $N_{orbit}$ )에 대한 평균 요구 에너지( $E_{sc.req.avg}$ )는 식 (13)과 같이 구할 수 있다.

$$E_{sc.req.avg} = \left( \sum_{orbit=1}^{N \text{ of orbit}} E_{required}(orbit) \right) / N_{orbit} \quad (13)$$

다음으로 에너지 균형 분석을 위한 궤도별 태양전지판의 가능 출력 평균은( $P_{sa.avg}$ )은 운영 개념을 반영한 각 궤도의 태양전지판 온도 프로파일, 각 궤도별 임무 수행에 따른 태양전지판 Offpoint 각도 그리고 태양전지판의 그림자 영향 등을 고려해서 계산을 해야 하며 식 (14)와 같이 표현할 수

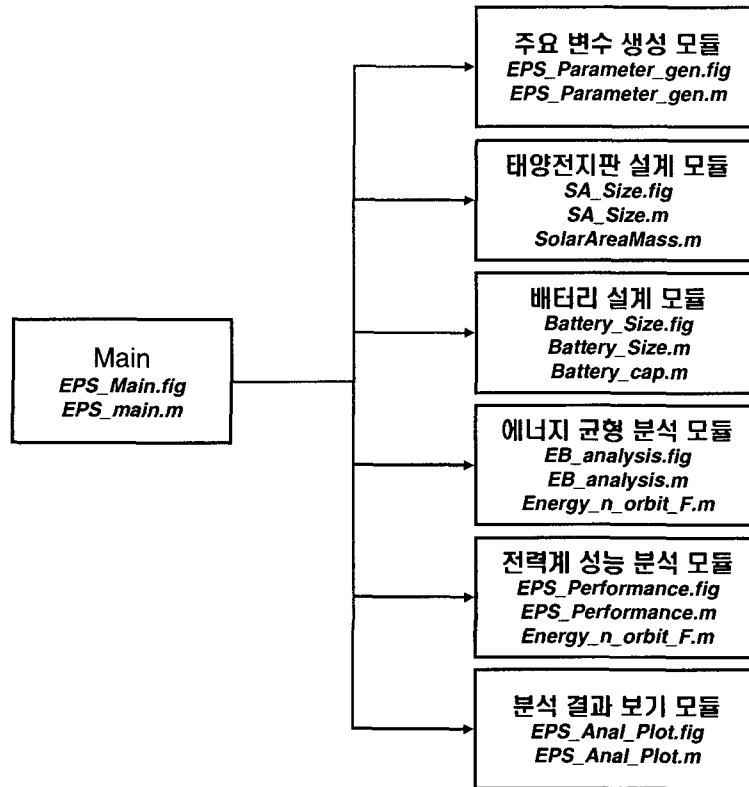


그림 4. 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램 구성.

있다(Fincannon 1995).

$$P_{sa.avg} = \left( \sum_{i=1}^{P_{sun}} P_{sa} \times R_{temp}(i) \times R_{off}(i) \times R_{shadow}(i) \right) / P_{sun} \quad (14)$$

여기서  $P_{sun}$ 는 낮 기간(분),  $P_{sa}$ 는 특정 온도에서 태양전지판 출력 값,  $R_{temp}$ 는 온도 차이에 따른 태양전지판 출력의 비,  $R_{off}$ 는 Offpoint 각도에 의한 태양전지판 출력 감쇄,  $R_{shadow}$ 는 그림자 영향에 의한 태양전지판 출력 감쇄이다.

식 (14)에 낮 기간( $T_{sun}$ )을 곱하면 궤도상에서 생성 가능한 에너지( $E_{sa.out}$ )를 식 (15)와 같이 구할 수 있다.

$$E_{sa.out} = P_{sa.avg} \times T_{sun} \quad (15)$$

식 (15)를 이용  $n$ 개의 궤도( $N_{orbit}$ )에 대한 태양전지판 평균 출력 에너지( $E_{sa.out.avg}$ )는 식 (16)과 같다.

$$E_{sa.out.avg} = \left( \sum_{orbit=1}^{N \text{ of orbit}} E_{sa.out}(orbit) \right) / N_{orbit} \quad (16)$$

식 (13)에서 구한  $n$ 개 궤도에 대한 평균요구 에너지 값을 식 (16)의  $n$  궤도에 대한 태양전지판 평균



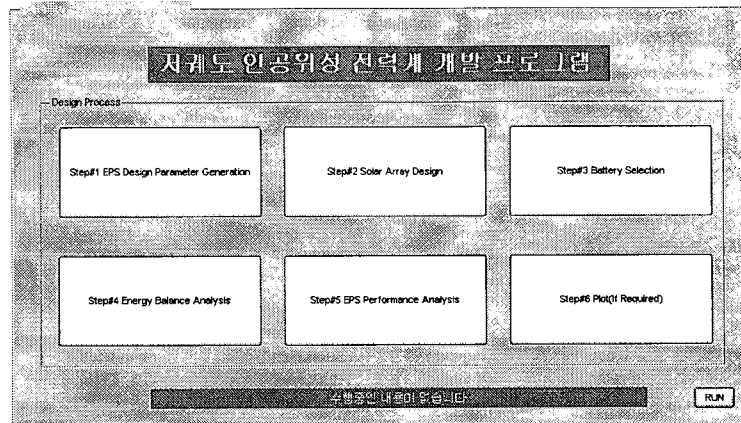


그림 5. 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램 주화면 창.

출력 에너지 값에서 빼면 식 (17)과 같이  $n$ 개 궤도에 대한 에너지 마진 즉 에너지 균형 값( $EB_{n.orbit}$ )을 구할 수 있다.

$$EB_{n.orbit} = E_{sa.out.avg} - E_{sc.req.avg} \quad (17)$$

#### 4. 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램

이 논문에서 개발한 저궤도 인공위성 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램은 그림 4와 같이 크게 여섯 가지 모듈로 구성되어있다. 첫 번째는 시스템 또는 타 서브시스템으로부터의 정보 및 전력계 자체 설계 조건을 이용하여 타 설계 분석 모듈의 설계 입력 변수들을 결정하는 주요 변수 생성 모듈, 두 번째는 태양전지판 면적 및 무게 예측을 위한 태양전지판 설계 모듈, 세 번째는 배터리 용량 결정을 위한 배터리 설계 모듈, 네 번째는 위성체 에너지 균형 분석을 위한 에너지 균형 분석 모듈, 다섯 번째는 궤도상에서의 전력계 성능 예측을 위한 전력계 성능 분석 모듈 그리고 마지막으로 여섯 번째는 앞에서 수행한 에너지 균형 및 전력계 성능 분석 결과를 그래프 등으로 상세히 분석할 수 있도록 구성된 전력계 분석 결과 보기 모듈로 구성되어있다. 이 논문에서는 수식 계산이 많은 전력계 설계분석 프로그램을 위해 특정한 프로그래밍 언어를 사용하지 않고도 쉽게 수치 계산을 수행할 수 있고, 또한 사용하기 편리한 GUI(Graphical User Interface) 설계를 지원하는 MATLAB을 이용하여 프로그램을 구현하였다.

#### 5. 실험 및 고찰

이 논문에서 개발한 저궤도 인공위성 전력계 개발을 위한 설계 분석 프로그램의 주화면 창은 그림 5와 같다. 주 화면은 저궤도 위성 전력계 개발 시의 설계 분석 절차에 따라 구성된 여섯 가지 모듈을 필요에 따라 선택할 수 있도록 구성되어 있으며, 여섯 가지 설계 모듈 중 수행하고자 하는 항목을 선택 하면 그림 6부터 그림 11까지의 해당 설계 창이 나타나서 해당 설계를 수행 할 수 있도록 구성

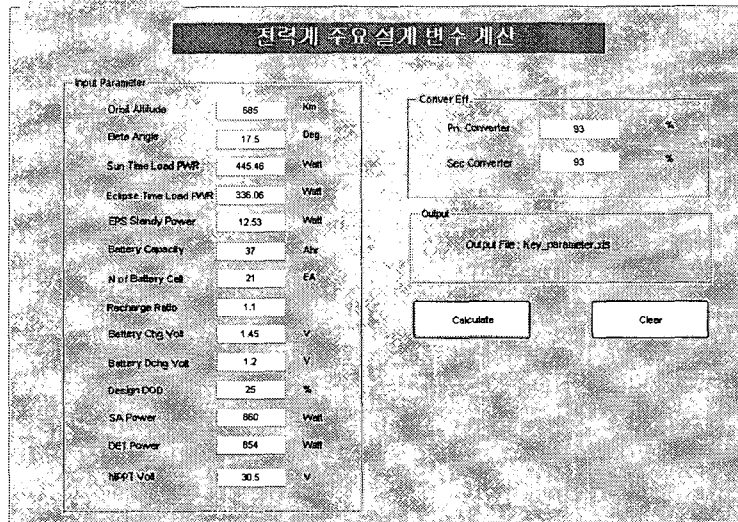


그림 6. 전력계 주요 설계 변수 계산 창.

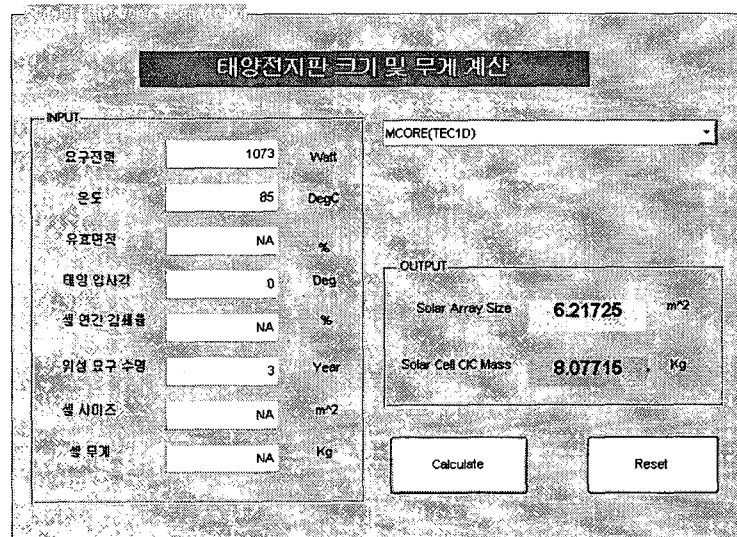


그림 7. 태양전지판 설계 모듈 창.

하였다.

### 5.1 주요 변수 생성 모듈

주요 변수 생성 모듈은 전력계 설계에 필요한 입력 변수들인 궤도, 베타 각도, 평균 부하, 배터리

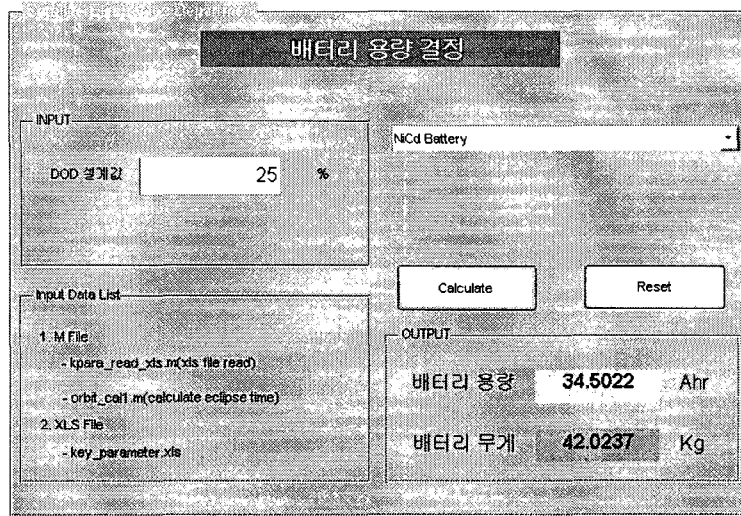


그림 8. 배터리 설계 모듈 창.

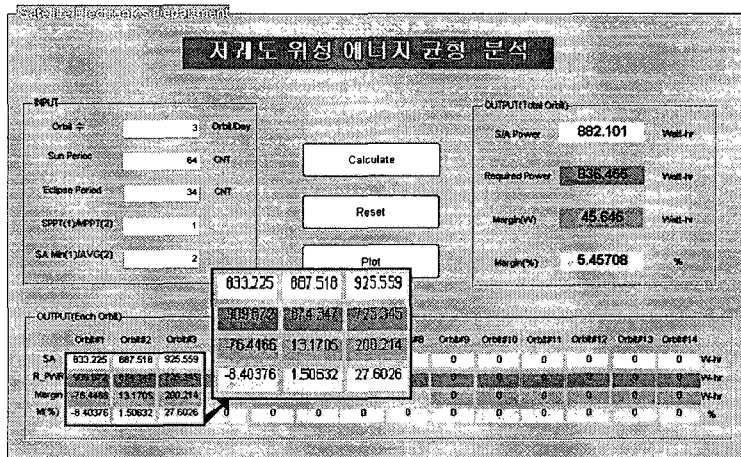


그림 9. 에너지 균형 분석 모듈 창.

용량, 충·방전기의 배터리 평균 전압 및 요구 전력 등의 값을 시스템 또는 타 서브시스템들로부터 입력을 받아서 그림 6의 입력 창에 입력을 하면 관련 계산식을 통해 표 1과 같이 저궤도 위성 전력계 설계를 위한 주요 변수 데이터 파일을 생성 하도록 설계 하였으며, 표 1은 현재 국내에서 개발 운영 중인 위성의 설계 변수를 일부 용도에 따라 변경하여 이 논문에서 개발한 프로그램의 성능을 검증하기 위해 사용한 것이다. 이 모듈을 통해 얻어진 주요 변수들은 전력계 구성품 설계, 에너지균형 분석 및 전력계 성능 분석의 주요 입력 변수로 사용된다.

표 1. 전력계 주요 설계 변수 계산 결과.

입력변수	입력 값	단위
임무 수명	3	년
궤도 고도	685	km
베타 각도*	17.5	Degree
낮 기간	1.06349	hr
식 기간	0.57584	hr
낮 기간 평균 부하	445	Watt
태양전지판 출력(@EOL)	860	Watt
식 기간 평균 부하	336	Watt
배터리 용량	37	Ahr
충전시 배터리 전압	30.45	Volt
방전시 배터리 전압	25.2	Volt
전력계 대기전력	12.53	Watt
전력 조절기 효율	93	%
하니스 손실률(분배기:부하)	2	%
하니스 손실률(분배기:배터리)	0.5	%
전력분배기 손실률	2	%

\* 베타각도(Beta Angle): 태양과 위성궤도면 사이의 각도

표 2. 태양전지판/배터리 설계 결과 비교.

	태양전지판		배터리	
	실제 설계	논문	실제 설계	논문
출력	1073W	1073W	N/A	N/A
용량	N/A	N/A	37Ahr	34Ahr
크기	6.47m <sup>2</sup>	6.21m <sup>2</sup>	N/A	N/A
무게	7.63kg	8.07kg	41kg	42kg

### 5.2 태양전지판 설계 모듈

태양전지판 설계 모듈 창은 그림 7과 같다. 태양전지판 설계 모듈은 요구전력, 태양 입사각, 위성 요구 수명 및 태양전지의 고유 설계치를 입력 받아 2.1.1절에 언급된 태양전지판 면적 계산식을 적용해서 임무수명 말기 태양전지판의 예상 면적 및 셀의 총 무게(Cover Glass 및 관련 부품 포함) 계산 값을 출력하여, 위성체 개발 초기 위성의 형상, 부피, 무게 결정에 도움을 줄 수 있도록 설계 하였다. 또한 이 프로그램에서는 설계 내용에 최근에 사용 가능한 태양전지들의 관련 정보를 미리 입력해 두어 태양전지 종류만 선택하면 관련 태양전지 정보는 자동 계산에 반영 되도록 설계 하였다. 태양전지판 설계 모듈의 검증은 실제 설계 결과와의 정확한 결과 비교를 위해 현재 운용 중인 위성의 최종 설계 값인 3년 임무말기에 1073W(EMCORE사 TEC 1D 태양전지)의 전력을 생산하는 것을 기준으로 실험 하였다. 실험 결과는 표 2에서 보는 바와 같이 동일한 전력에 대해 실제 위성의 최종 상세 설계 값과 이 논문의 프로그램을 통해 얻은 값이 차이를 보인다. 이는 2.1.1절에서 언급한 바와 같이 이 논문의 태양전지판 설계는 위성 개발 초기에 태양전지판의 면적 및 무게 등을 보다 정확히 예측해서 최적의 위성 시스템 설계를 지원하기 위한 목적으로 개발되었다. 따라서 이 논문의 결과는 요구 전력을 기준으로 태양전지 셀들의 주어진 특성 및 개략 설계에 따른 오차만을 고려해서 얻은 결과 값이며, 상세설계의 경우는 오랜 기간의 설계 분석 과정 및 제작 과정을 통해 실제 궤도상에서의 성능

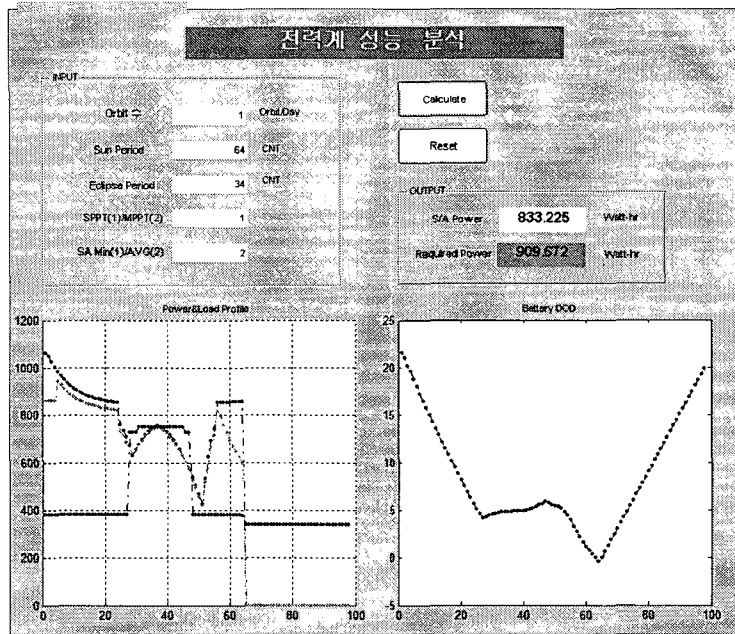


그림 10. 전력계 성능 분석 모듈 창.

감쇄요인, Cover Glass 및 관련 접착제 등의 부품에 이르기 까지 상세 설계 정보를 통해 설계 제작된 실제 태양전지판의 최종 제작 결과 값이기 때문에 두 개의 결과는 약간의 차이가 발생한다.

### 5.3 배터리 설계 모듈

배터리 설계 모듈 창은 그림 8과 같다. 배터리 설계 모듈은 식 기간, 식 기간 동안의 위성체 부하, 식 기간 평균 전압 및 설계 시 설정한 배터리 방전량과 각 배터리 종류별 특성 값을 입력 받아 2.1.2절에 언급된 배터리 용량 계산 공식을 통해 배터리 용량 및 무게를 계산 할 수 있도록 설계하였다. 이 배터리 설계 모듈 역시 최근 사용 가능한 몇 가지 종류의 배터리 관련 정보를 설계 내용에 입력해 두어 배터리 타입만 선택하면 관련 정보는 자동으로 계산에 반영되도록 설계 하였다. 배터리용량 설계의 경우도 실제 설계 결과와의 정확한 결과 비교를 위해 현재 설계 예시로 사용하고 있는 위성의 개발 초기 예상했던 식 기간 평균 부하 값인 377W 값을 설계에 이용하였다. 배터리 용량 설계 모듈도 태양전지판 설계 모듈과 마찬가지로 위성 개발 초기에 배터리의 용량 및 무게 등을 보다 정확히 예측해서 최적의 위성 시스템 설계를 지원하기 위한 목적으로 개발되었다. 따라서 이 논문의 프로그램으로 계산된 배터리 용량은 일반적인 배터리 용량 계산 공식과 배터리의 타입별 용적을 그리고 개략 설계에 따른 오차만을 고려해서 계산된 값이다. 그리고 실제 배터리 값은 최종 배터리 사양 결정 시 이 논문에서 계산된 배터리 용량을 기준으로 헤리티지 등을 고려 기존에 타 위성에 적용 경험이 있는 배터리 용량을 선정 하면서 정해진 값이다. 따라서 이 논문에서 계산된 배터리 용량과 실제 위성 설계에 적용된 배터리의 용량은 표 2와 같이 차이가 있다. 배터리 무게 경우도 최종 배터리 형상 설

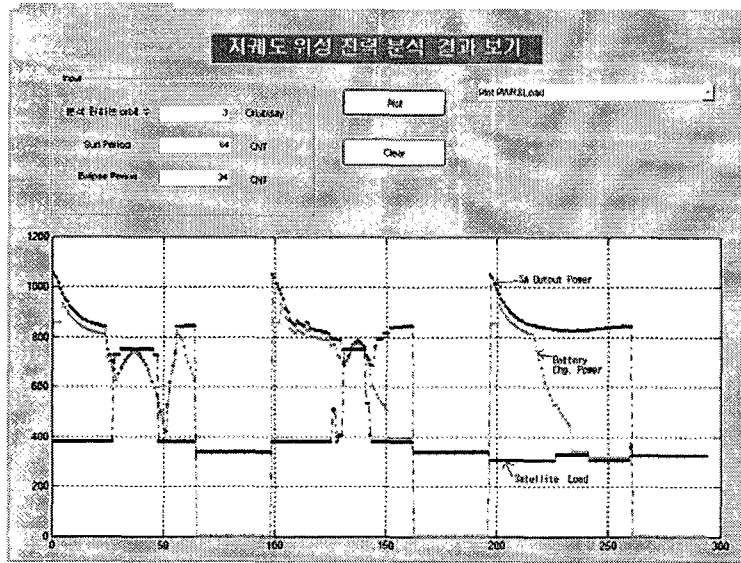


그림 11. 임무수행에 따른 전력 vs. 부하.

계 시 앞에서 언급한 용량의 배터리 셀의 패키징 및 하니스를 시스템 구조에 맞추어 설계하는 과정에서 계산상의 무게와 실제 선정된 배터리 사이에 차이가 발생한 것이다.

#### 5.4 에너지 균형 분석 모듈

에너지 균형 분석 모듈의 성능 검증을 위한 3개의 연속 궤도 즉 20분 지구관측, 10분 롤(Roll)을 통한 지구관측 및 안전모드 운영에 대한 에너지 균형 분석 결과를 포함하는 에너지 균형 분석 모듈 창의 구성은 그림 9와 같다. 에너지균형 분석 모듈은 전력계 주요 변수 계산 결과, 태양전지판 온도, 위성 운영에 따른 태양전지판 Offpoint 각도, 그림자 효과 및 각 궤도에서의 부하 값을 3장에 언급된 공식과 절차에 적용해서 궤도별 생성 에너지, 요구에너지 및 마진을 계산해서 출력을 해주며, 추가로 여러 개 궤도 분석 시에는 전 궤도 평균 뿐 아니라 각 궤도의 에너지 균형 상태를 보여 주도록 설계 하였다. 에너지 균형 분석 모듈의 실험은 에너지 균형 요구조건을 매 궤도가 아닌 두 개 연속되는 궤도에 대한 에너지 균형으로 설정 할 경우 첫 궤도에서는 에너지 균형을 만족 시키지 못하지만 두 번째 궤도에서부터는 에너지균형을 만족할 수 있음을 보이기 위해 표 1의 설계 변수, 즉 860W 평균 전력을 생성하는 태양전지판의 기준으로 실험 하였다. 이 결과는 에너지 균형 분석 요구조건 설정에 따라 태양전지판의 용량을 작게 설계할 수도 있으며 그에 따라 위성체 태양전지판의 크기를 줄여서 효과적인 위성체 설계가 가능함을 보여 주었다.

#### 5.5 전력계 성능 분석 모듈

궤도상에서의 전력계 성능 예측을 위한 전력계 성능 분석 모듈은 임무에 따라 궤도상에서의 태양전지판의 전력 생성 형상, 부하의 동작 및 배터리 충·방전 형상을 분단위로 실제 궤도에서 동작하는 것처럼 모사하도록 설계하였다. 전력계 성능 분석 모듈에서는 에너지 균형 분석 시 사용한 입력

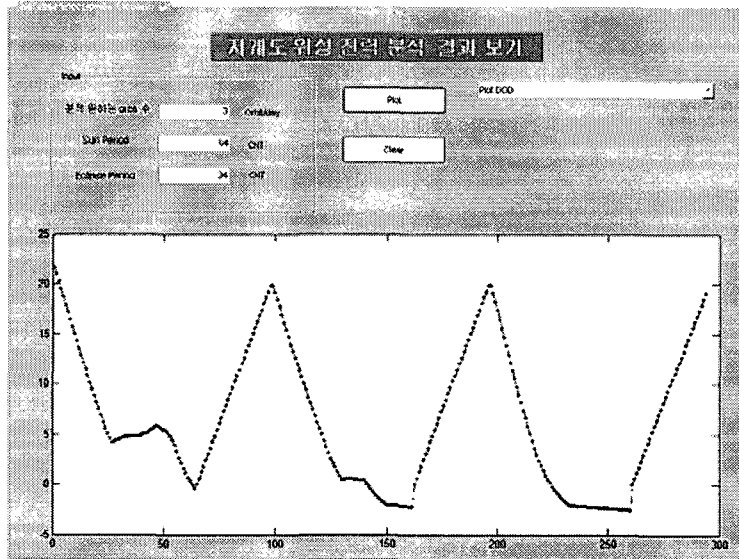


그림 12. 궤도임무수행에 따른 배터리 방전량.

변수들을 동일하게 사용하였다. 전력계 성능 분석 모듈의 수행 결과는 궤도에서 가능한 태양전지판 출력, 충전 가능 전력 및 운영에 따른 부하 등을 분단위로 그래프를 통해 상세히 볼 수 있도록 했으며 추가로 배터리 방전량, 배터리 충전상태 등을 부가적으로 볼 수 있도록 설계 하였다. 그림 10은 20분 임무 수행 한 개의 궤도에 대한 전력계 성능 분석 프로그램 수행 결과를 보여준다. 그림 10에서 왼쪽 아래편의 그래프는 해당 궤도에서 태양전지판 출력에 대해 배터리 충전 전력 및 부하 전력을 포함하는 충전 가능 전력과 순수 부하 전력의 상관관계를 매 분단위로 보여 주며, 오른쪽 그래프는 동일 한 시간 축에서의 배터리 방전량의 상태를 보여준다.

### 5.6 전력계 분석 결과 보기 모듈

에너지 균형 및 전력계 성능 분석 모듈의 수행을 통해 얻은 설계, 분석 결과는 그림 11, 12와 같이 전력계 분석 결과 보기 모듈을 통해 매 분단위로 상세히 그래프를 통해 분석 할 수 있도록 하였다. 그림 11은 하나의 궤도 뿐 아니라 다중 연속 궤도에 대한 분석도 가능한 이 논문에서 개발한 프로그램의 성능을 보여주기 위해 3개의 연속 궤도 즉 20분 지구관측, 10분 롤을 통한 지구관측 및 안전모드 운영을 연속으로 배치하였다. 또한 에너지 균형 분석 모듈에서 설명한 바와 같이 이 프로그램을 이용하면 전력 용량 등을 최적화 할 수 있음을 보여 주기위해 첫 번째 궤도에서 생성에너지를 요구에너지보다 작게 설정하여 비록 태양전지판 용량을 작게 설정하더라도 운영 개념을 다중 궤도 에너지 균형 개념으로 설정 할 경우 첫 궤도가 아닌 다음 궤도에서는 배터리를 만충, 즉 에너지 균형을 시킬 수 있음을 그래프로 보여 주었다. 이와 같이 위성의 전력계를 설계할 경우 태양전지판 및 관련 전력계 구성품 사이즈를 최소화 하여 위성전체 부피, 무게 및 개발비용을 최소화 할 수 있다. 그림 12는 동일 운영에서 배터리 방전량의 상태를 매 분단위로 보여준다. 이외에 이 프로그램을 사용하면 위성

체 궤도 운영상의 배터리 충전율, 충전 전류, 배터리 전압 상태 등을 그래프를 통해 분 단위로 상세히 분석할 수 있다.

## 6. 결 론

위성체의 전력계는 임무 기간 동안 위성체 부하에 연속적으로 전력을 공급하고 위성체의 다른 서브시스템과 탑재체의 요구에 맞도록 전력원과 전력 저장 장치를 제어하고 위성체에 전력을 분배하는 기능을 가져야 한다.

이 논문에서는 기존의 저궤도 인공위성 전력계 설계 분석 방법들을 수정 보완 하고, MATLAB을 이용하여 프로그램화 하여 위성 전력계 사이징 뿐 아니라 궤도상의 성능을 분석을 통해 운영 시 전력계 성능을 미리 예측 할 수 있도록 하였다. 특히 최근의 고 기동 고 해상도를 요구하는 위성의 경우 다양한 사용자의 요구조건에 부합되는 위성 운용을 위성체에 무리가 없이 운용을 하기 위해서는 운용 전 최소한의 분석을 통해 요구되는 운용 시나리오가 위성체 에너지 균형 등 전력시스템 운용에 영향이 없는지를 빠른 시간에 확인 할 수 있어야 한다. 이 연구를 통해 개발한 프로그램을 이용할 경우 위성 설계 초기뿐 아니라 위성체 발사 후 운용 시 운용 상황에 따른 전력 상황을 사전에 분석하여, 궤도상에서 위성 운영에 있어서 고 기동 및 다양한 임무 요구에 대응 하는데 도움이 될 것으로 판단 된다. 개발된 프로그램은 국내에서 개발하여 현재 성공적으로 운용중인 저궤도 관측위성의 설계 과정에서 사용했던 결과물을 이용해 프로그램의 적정성을 검증하였다.

## 참고문헌

- 이상곤, 장성수, 심은섭, 나성웅 2002, 항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1, 468
- Fincannon, J. 1995, NASA TM(Analysis of Shadowing Effects on Spacecraft Power Systems), TM-106994
- Stan, M., Aiken, D., Sharps, P., Fatemi, N., Spadafora, F., Hills, J., Yoo, H., & Clevenger, B. 2002, 29th IEEE PVSC, 29, 816
- Wertz, J. & Larson, W. 1992, Space Mission Analysis and design (Torrance, CA: MicrocosmSpace), pp.391-403