다목적실용위성 2호기의 전력용량 예비설계

장성수*, 이상곤**, 장진백***, 박성우****, 심은섭*****

The Preliminary EPS Sizing of KOMPSAT-2

Sung-Soo Jang*, Sang-Kon Lee**, Jin-Baek Jang***, Sung-Woo Park****, Eun-Sup Sim*****

Abstract

The Electrical Power System (EPS) shall supply required power to maintain spacecraft and payload during the mission. The EPS sizing are based on space environment, satellite mission and lifetime, and allocated budgets. The type of the primary and secondary power is determined according to satellite design-level and allocated subsystem budgets.

The design of EPS has closely related to system and others' subsystems design. To supply the sufficient power to the satellite, the implementation of the larger power source and energy storage is impossible actually. And there will be some problems of the attitude control of the satellite, the handling power capability of the electronic boxes, and launch vehicle selection caused by EPS oversizing. Also, the thermal control is not easy in the space by extra power. And the maintenance of the satellite within the specific orbit from orbit-drag is a big design burden of the thruster. So the various technologies have been developed to optimize the EPS sizing and to operate the power system efficiently.

초 록

위성의 전력시스템은 임무기간 동안, 성공적인 임무수행을 위하여 위성의 탑재체와 위성버스에 충분한 전력을 공급하여야 한다. 전력시스템의 설계는 위성이 임무를 수행할 우주환경, 임무기간, 임무특성, 그리고 할당된 예산 등에 따라 설계의 방향이 결정된다. 즉, 1차 전력원으로 사용할 태양전지의 선정, 2차 전력원인 배터리의 선정, 그리고 각 전장품의 사양이 임무특성과 예산에 따라 결정된다.

위성의 전력시스템 설계는 다른 시스템의 설계에 큰 영향을 미칠 수 있다. 보다 많은 전력을 공급하기 위하여, 일차 및 이차 전력원을 크게 설계하는 것은 바람직하지 못하다. 위성의 필요한 전력보다 크게 설계된 전력시스템은 1차 및 2차 전력원의 잉여전력에 따른 열 발생문제, 임무수행에 따른 자세제어 문제, 각 전장품의 전력 용량 문제, 그리고 발사체의 선정 및 발사비용 등의 문제를 일으킨다. 특히, 저궤도의 경우에는 orbit drag 현상에 따른 위성의 궤도 유지보수를 위하여 추진제의 용량설계에 큰 영향을 줄 수 있다. 따라서, 전력시스템의 최적설계와 효율적인 운용을 위한 여러 기술이 개발되고 있다.

키워드 : 전력시스템(electrical power system), 전력용량(EPS sizing), 배터리(battery)

* 위성전자그룹/ ssjang@kari.re.kr ** 위성전자그룹/ skon@kari.re.kr ***위성전자그룹/ jjb@kari.re.kr
**** 위성전자그룹/ swpark@kari.re.kr ***** 위성전자그룹/ esim@kari.re.kr

1. 서 론

본 논문은 현재 다목적실용위성 2호기의 PDR(Preliminary Design Review)까지 진행한 전력용량 설계에 관련한 내용을 중심으로 기술하였다. 다목적실용위성 2호기의 전력시스템 설계는 성공적으로 임무를 수행하고 있는 1호기의 전력설계 개념을 근간으로 진행하고 있다. 그리고 2호기의 시스템 공동설계에 참여한 ASTRIUM 엔지니어의 의견을 반영하고 1호기의 전력시스템을 보완하여 설계를 진행하고 있다.

위성의 전력시스템은 임무기간 동안, 성공적인 임무수행을 위하여 위성의 탑재체와 위성버스에 충분한 전력을 공급하여야 한다. 전력시스템의 설계는 위성이 임무를 수행할 우주환경, 임무기간, 임무특성, 그리고 할당된 예산 등에 따라 설계의 방향이 결정된다. 즉, 1차 전력원으로 사용할 태양전지의 선정, 2차 전력원인 배터리의 선정, 그리고 각 전장품의 사양이 임무특성과 예산에 따라 결정된다.

위성의 전력시스템 설계는 다른 시스템의 설계에 큰 영향을 미칠 수 있다. 그러나 보다 많은 전력을 공급하기 위하여, 1차 전력원을 크게 설계하는 것은 바람직하지 못하다. 위성의 필요한 전력보다 크게 설계된 전력시스템은 1차 및 2차 전력원의 잉여전력에 따른 열 발생문제, 임무수행에 따른 자세제어 문제, 각 전장품의 전력 용량 문제, 그리고 발사체의 선정 및 발사비용 등의 문제를 일으킨다. 특히, 저궤도의 경우에는 orbit drag 현상에 따른 위성의 궤도 유지보수를 위하여 추진제의 용량설계에 큰 영향을 줄 수 있다. 따라서, 위성의 임무수행을 위한 최적의 전력시스템 설계가 매우 중요하다.

따라서 본 논문은 다목적실용위성 2호기의 임무기간 동안, 성공적인 임무수행을 위하여 안정적인 전력의 공급과 운용을 위하여 최적으로 설계된 2호기 전력시스템의 사이징 설계를 중심으로 기술하였다.

2. 본 론

2.1 전력용량 설계를 위한 시스템요구사항

다목적실용위성 2호기의 운용궤도 환경은 10:50AM 태양동기 궤도로서, 685㎞ 상공에서 3년간의 임무를 수행한다. 2호기의 주요 임무는 탑재체인 Multi-Spectral Camera (MSC)를 이용하여 한 궤도에서 최대 20%의 사진촬영과 자료의 전송이다. 그리고 위성의 임무를 수행하기 위하여 30° roll maneuver 및 최대 56°의 roll maneuver, 그리고 최대 30° pitch maneuver로 임무를 수행하여야 한다.

다목적실용위성 2호의 전력시스템 설계는 기존의 TRW의 위성프로그램에 적용되어 검증된 설계방법을 사용한다. 그리고 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 헤리티지 프로그램은 SSTI, TOMS-EP, 그리고 현재 운용중인 다목적실용위성 1호기가 있다. TRW는 위성의 전력시스템 설계를 위하여 실제 위성이 운용될 우주환경보다 악조건(Worst Case Conditions)의 설계변수를 적용한다. 따라서 실제 우주환경에서는 보다 안정적으로 위성의 전력시스템을 운용할 수 있다. 그러나 보다 안정적인 운용을 위하여 전력시스템의 용량을 크게 설계하는 것은 바람직하지 않다.

표 1은 다목적실용위성 2호기의 임무수행을 위한 시스템의 주요 요구사항을 기술하였다. 그리고 2호기의 주요 임무계획은 한 궤도에서 최대 20% 동안 임무를 수행할 수 있어야 한다. 그리고 30deg.의 roll-maneuver로 10% 동안 임무를 수행할 수 있도록 충분한 전력을 공급할 수 있어야 하며, 시스템적으로 over-sizing이 되지 않도록 설계하여야 한다. 시스템의 over - sizing에 관한 문제점은 이미 간단히 언급하였다.

2.2 전력용량 설계

2.2.1 요구전력 분석을 위한 설계 요소

다목적실용위성 2호기의 전력용량을 분석하기 위하여, 그림 1과 같이 시스템과 여러 서브시스템

의 설계요소를 필요로 한다.

시스템으로부터 다목적실용위성의 임무수행을 위한 위성의 궤도환경과 임무계획 시나리오를 제공받아야 한다. 다목적실용위성 2호기의 최적의 전력용량을 설계하기 위하여 시스템의 임무설정에 따라서 위성말기에서 위성전력의 시뮬레이션을 고려하여야 한다. 이미 언급하였듯이, 표 1은 시스템 요구사항과 위성의 운용환경을 요약하였다.

표 1. KOMPSAT-2 Mission Requirements

Orbit Parameters	- 3 years mission - 685 km circular orbit - 98.13 degree inclination - 10:50 am local time of ascending node - 98.4 minutes orbit period - 34.6 minutes eclipse - 63.8 minutes sunlight
Up to 56-degree roll for cartography	- ±30 degree roll tilt operation - ±30 degree pitch tilt operation
Science power profile (greatest energy)	
Satellite shadows on the solar array	
Winter solstice solar array temperature (+5 deg for uncertainity)	
17.5-degree fixed solar array cant angle	

Electrical Design Integration (EDI)는 시스템의 임무계획에 따른 위성의 탑재체 및 각종 위성 전장품의 전력 운용상태를 분석하여야 한다. 전력용량의 설계를 위하여 위성의 임무수행에 따른 위성의 부하전력특성을 고려하여야 한다. 특히 각 전장품의 소모 전력은 설계단계에서 상세히 예측되어야 한다. 각각의 전력 소모량은 위성 시스템의 설계에 큰 영향을 줄 수 있다.

Mechanical Design Integration (MDI)는 위성의 운용에 따른 태양전지 어레이의 그림자 영향을 분석하여야 한다. 특히 다목적실용위성 2호기는 최대 56deg. 까지 roll-maneuver를 수행할 예정이므로 태양전지 어레이의 그림자 영향은 매우 클 것으로 예상한다. 그리고 MSC의 촬영임무 동안, 고화질의 이미징 획득을 위하여 Solar Array Drive Assembly (SADA)의 동작을 중지한다. 따라서 1호기의 운용계획과 비교하면, 임무에 따른 2호기 태양전지 어레이의 그림자 영향은 매우 클 것으로 예상한다.

열제에계팀은 태양전지 어레이의 온도특성을 분석하여 제공하여야 한다. 위성이 운용할 우주환경과 사용할 태양전지의 특성에 따라 태양전지 어레이의 온도특성은 매우 다르게 나타난다. 태양전지 어레이의 온도특성은 태양전지 어레이의 출력과 매우 밀접한 관계를 갖는다. 특히 식구간 탈출 이후의 온도특성에 따라서 전력시스템의 동작특성을 신중히 고려하여야 한다. 1호기의 경우, 식구간 이후의 전력특성에 따라서 임무기간 동안, DET(Direct Energy Transfer)의 구간을 변경하도록 설계하였다.

그림 1. Interface with Others' Subsystem

자세제어계팀은 위성의 roll-maneuver 운용을 위하여 필요한 Reaction Wheel Assembly(RWA)의 동작에 따른 추가 전력 소모량과 위성의 자세제어에 관한 정보를 제공하여야 한다. 특히 roll-maneuver 운용 동안, SADA의 동작과 위성의 자세제어에 따른 태양전지 어레이의 출력 감소 등에 따라서 전력시스템의 영향을 상세히 검토하여야 한다. 위성의 자세변화에 따른 급격히 감소된 태양전지 어레이의 출력으로 배터리의 추가 전력을 사용할 수 있으며, 이는 배터리의 특성과 전력시스템의 운용에 큰 영향을 줄 수 있다. 예를들면,

1호기의 Delta-V maneuver의 동안, 배터리의 전압이 급격히 상승하였었다. 이 현상은 설계단계에서 시스템의 운용특성과 자세제어계의 정보부족으로 전력시스템의 특성을 정확히 예측하지 못한 결과이다.

언급한 설계요소 이외에도, 위성의 전력시스템 설계에 영향을 줄 수 있는 모든 정보를 타 시스템으로 받아 전력설계에 고려하여야 한다. 예를들면, 위성의 전력증가에 따른 하니스의 두께, 길이 및 개수가 변경될 수 있으며, 이에 따른 하니스의 전압 강하분을 설계에 고려하여야 한다.

2.2.2 위성의 전력 분석을 위한 가정

위성의 전력시스템을 설계하기 위하여 고려되는 가정은 다음과 같다.

태양전지 어레이의 최소 출력이 발생할 수 있는 우주환경 조건을 고려한다. 위성의 임무말기인 3년째, 태양전지 어레이의 최대 감쇠분을 고려하여 설계요소를 설정한다. 그리고 태양광도는 4계절중 제일 작은 하지때를 중심으로 설정하여 출력을 분석한다. 또한 태양전지 어레이의 온도특성은 동지때의 값을 고려한다. 현재 분석된 태양전지 어레이의 최고 온도는 대략 85deg.C가 된다. 태양전지 어레이의 출력을 분석하기 위한 최악의 우주환경은 현실적으로 발생할 수 없는 상황이며, 보다 안정적인 전력계 설계를 위하여 태양전지 어레이의 최소 출력이 발생할 수 있는 최악의 우주 환경을 고려하였다.

배터리의 설계는 임무말기에서 예상되는 효율을 적용하여 설계한다. 즉, 배터리의 충방전 효율이 가장 작은 값을 이용한다. 그리고 하나의 배터리 셀이 단락되었다고 가정하여 배터리의 전압을 고려한다. 그리고 최악의 조건으로 고려된 배터리의 전력상태를 고려하여 전력시스템의 전력운용 현황을 시뮬레이션 한다.

이미 언급하였듯이, 전력분석에 사용할 위성의 부하량은 시스템에서 고려한 임무계획에 따라 한 궤도에서 20%의 임무수행, 그리고 한 궤도에서 30deg.의 위성자세로 10%의 임무수행을 중심으로 전력시스템을 분석하였다. 그러나, 시스템에서 요구한 한 궤도에서 20%의 임무를 수행하도록 전력시스템을 설계하는 것은 타당하지 않다. 왜냐하면, 한 궤도에서 20%의 임무를 수행하고 에너지 밸런스를 만족하도록 설계를 하는 것은 전력시스템을 over-sizing 하는 결과를 초래할 수 있다. 따라서 두 궤도에서 에너지 밸런스를 갖도록 전력시스템을 설계하였다.

2호기의 주요 탑재체인 MSC의 임무인 20% 운용 및 roll/ pitch의 임무수행에 따른 offpoint angle 및 그림자의 영향을 전력시스템 설계에 가정하였다. PDR (Preliminary Design Review) 시점에서 고려한, 위성의 임무수행과정에서 태양전지 어레이의 각도는 5deg.에서 최대 56.17deg.까지 변화될 수 있는 것으로 분석하였다. 그리고 30deg. roll maneuver의 운용시 태양전지 어레이의 그림자는 최대 6개의 스트링이 전력을 발생할 수 없는 것으로 분석하였다.

식(Eclipse)에서 나온 위성의 태양전지 어레이의 온도는 매우 낮아 Solar Array Regulator (SAR)의 정격 전력보다 매우 크다. 따라서 SAR의 스트레스를 줄이고 안전하게 운용하기 위하여 Direct Energy Transfer (DET) 전력알고리즘을 이용한다. 2호기의 전력설계에는 식구간 이후 대략 3분가량 동안, DET 알고리즘을 이용하여 전력시스템을 설계하였다.

다목적실용위성 2호기에 사용할 배터리의 기본 특성은 1호기에 사용한 슈퍼 니켈-카드늄의 특성과 동일하다고 가정하였으며, 배터리의 기본 방전량(DOD : Depth Of Discharge)은 25%를 넘지 않도록 배터리의 용량을 설정하였다.

다음은 전력시스템의 설계를 위하여 고려된 가정을 요약하였다.

EPS Assumptions :

① 3 Years EOL worst case solar array degradation & design factors
② Summer solstice solar intensity
③ Solar array high temperature is 85 deg.C
④ Battery has one shorted cell; RR is 1.10
⑤ EDI spacecraft load profile used for 30 deg. roll maneuver during 10 minutes and two consecutive orbit operation of MSC

⑥ Solar array offpont angle varies from 5 deg. to 56.17 deg. for 10:50AM
⑦ Solar array shadow is present during most of suntime, with maximum of 6 solar cell strings not producing output current in -30deg. roll
⑧ Solar array clamped to battery voltage for first three minutes of suntime

2.2.3 전력시스템 손실 모델

그림 2는 전력시스템의 손실 모델을 나타낸다. 2호기의 전력손실 모델은 1호기의 전력손실 모델을 사용하였다. 그러나 SAR와 Power Control Unit (PCU)의 전장품 개발 이후에 각각의 전력변환 및 배분 효율은 재 측정되어야 하며, 또한 각 전장품간의 하니스에 관한 전력손실 효율도 재검토 되어야 한다. 그러나 하니스의 경우, 전력 전송 효율의 변화는 크지 않을 것으로 예상된다.

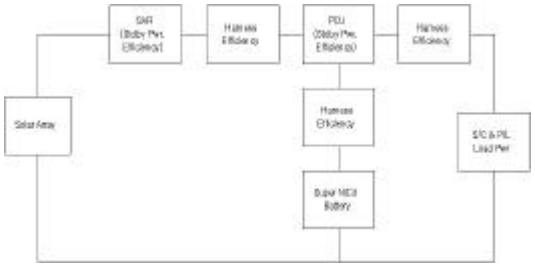

그림 2. KOMPSAT-2 EPS Power Losses Model

SAR의 전력변환 효율은 최소 93%를 만족하도록 설계되었다. 그리고 Proto Model (PM) SAR의 시험결과 최소 93%는 만족하였다. PCU의 전력분배 효율은 98% 이상으로 만족할 것으로 분석하였다.

다음은 각 하니스의 전력분배 효율은 다음과 같이 분석하였다.

하니스 전력 손실 모델 :
- PCU to S/C LOAD & P/L : 98%
- PCU to Battery : 99.5%
- PCU to SAR : 99.5%

2.2.4 배터리의 선정 및 특성

다목적실용위성 2호기의 배터리는 1호기에 사용한 Eagle-Picher사의 슈퍼 니켈카드늄 배터리를 선정하였다. 일반 니켈-카드늄 계열의 배터리와 비교하여 방전량 및 싸이클 특성, 배터리의 수명에서 장점을 가진다. 그리고 배터리의 선정을 위하여 기준 방전량을 25%으로 선정하였다. 따라서 2호기의 증가된 전력을 고려하여 37AH 용량의 배터리를 선정하였다. 배터리의 선정은 다음과 같다.

방전량 = (W x T) / V
W : Average Load [Watts]
T : Eclipse Time [Minutes]
V : Average Discharge Voltage [Volts]

계산된 배터리용량과 배터리 제작사의 표준용량 모델을 고려하여 적정한 37AH 용량으로 선정하였다. 만일 배터리 제작사의 표준모델이 아닌 주문형식의 특수 배터리를 구매할 경우에는 배터리 제작사의 설계, 제작 및 시험관련 사항으로 매우 큰 비용을 지불해야 한다. 따라서 배터리의 선정은 분석된 배터리의 용량을 기준으로 배터리 업체의 우주용 배터리 표준모델을 참조하여 선정한다.

그림 3은 슈퍼-니켈 카드늄의 수명과 DOD의 관계를 나타낸다. 각 궤도에서 배터리의 전력을 많이 사용할 수록 배터리의 수명은 급격히 감소함을 알 수 있다. 2호기의 배터리 선정에서도 언급하였듯이, 25%의 DOD를 고려하여 배터리를 선정하였다. 따라서 그림 3에서 비교하면, 2호기의 임무기간 동안 충분한 수명 싸이클의 마진이 있음을 알 수 있다.

일반적으로 배터리의 수명은 여러 가지 배터리의 운용환경과 매우 밀접한 관계를 가지고 있다. 예를들면, 배터리의 운용 온도범위, 충방전 레벨과 배터리의 방전 깊이, 그리고 지상용 배터리의 경우에는 습도 등등에 따라 배터리의 수명은 크게 좌우된다. 1호기의 배터리 운용온도는 평균 10deg.C가 유지되도록 설계하였다. 현재 운용중인 1호기의 배터리 운용온도는 대략 3 ~ 4deg.C에서 최적의 운용조건을 유지되고 있다.

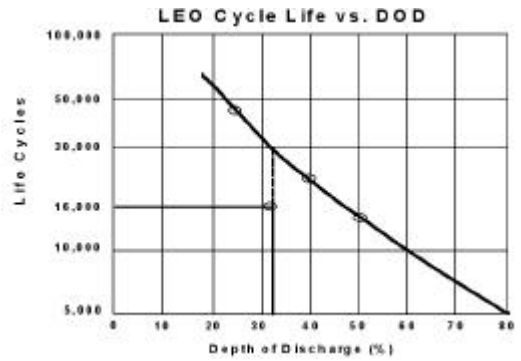

그림 3. LEO Cycles Life vs. DOD

그림 4는 배터리의 충전곡선을 나타낸다. 2호기의 배터리 충전 알고리즘은 고속충전모드(High-Rate Charge Algorithm)와 테이퍼 충전모드, 그리고 세류충전 모드로 선정하였다. 고속충전 모드로서는 Peak Power Tracker (PPT)와 DET의 두가지 알고리즘을 이용한다. PPT 알고리즘은 태양전지 어레이에서 발생하는 최대전력을 추적하여 사용하는 알고리즘이며, DET 알고리즘은 태양전지 어레이의 동작전압을 배터리의 전압에 의해 결정되도록 하며, 이 때의 태양전지 어레이 출력을 이용하는 방법이다.

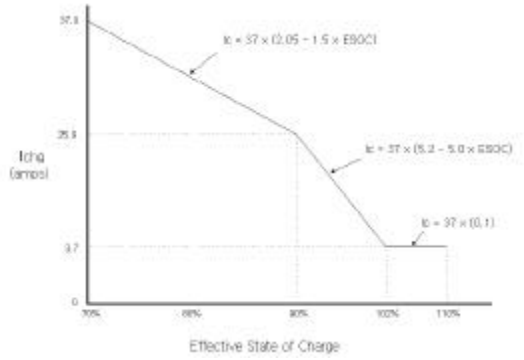

그림 4. Battery Charging Current vs. ESOC

테이퍼모드로서는 Current Taper (CT)와 Temperature Compensated Voltage Level (TCVL)의 두가지 알고리즘을 이용한다. 배터리의 주요 충전알고리즘은 State of Charge (SOC)에 의해 결정되어 SAR의 스위칭 듀티비를 조절한다. 그러나 contingency 모드에서는 배터리의 SOC를 정확히 계산할 수 없으므로, 배터리의 온도와 전압특성에 따라서 SAR의 스위칭을 조절하여 배터리를 안전하게 운용한다.

그림 5는 일반적인 배터리의 전압특성을 나타낸다. 적절한 충전률로서 배터리를 고속충전하여 일정한 배터리의 전압에 도달하면, 배터리의 스트레스를 줄이기 위하여 테이퍼나 세류충전 모드로 충전방법을 전환한다. 따라서 배터리의 전압은 최고 전압에서 약간 감소하여 안정화되는 경향을 나타낸다. 그리고 방전구간에서 배터리의 방전률은 C/ 2로 설정하였으며, 이 경우의 전압특성을 나타낸다. 방전구간에서 배터리는 22 volts 이하로 떨어지면 급격히 감소하는 특성을 나타낸다.

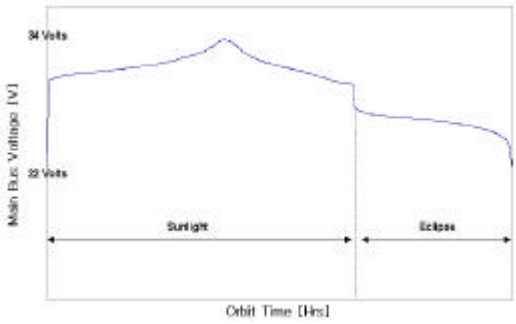

그림 5. Main Bus Voltage Profile

2.2.5 위성의 부하특성

다목적실용위성 2호기의 임무기간 동안 예상하는 평균전력을 현재 PDR 설계기준으로 작성하였다. 위성의 운용모드는 정상적인 임무수행을 하는 Science 모드, 위성의 문제 발생에 따라서 thruster를 이용하는 Safe-Hold 모드와 RWA를 이용하는 Backup-Sun 모드가 있다. 위성 탑재체의 운용에 따라서 낮기간 동안의 평균 부하전력에는 큰 차이가 있다.

표 2는 science 모드에서의 위성부하의 평균전력을 나타낸다. 여러 가지 임무중에서 대표적인 20% 임무와 10% roll-maneuver (30deg.)의 임무를

중심으로 전력시스템을 설계하였다. 낮기간 동안의 임무에 관계없이 식구간에서 사용하는 위성의 평균전력은 360.89 watts로 분석되었다. 그림 6는 science 모드의 한 궤도에서의 실제 위성 부하전력의 프로파일을 나타내었다.

표 2. KOPMSAT-2 average Load Power in Science Mode

MSC \ Duty	20%, Normal	10%, 30deg. Roll
Sunlight avg. Power	459.33 W	438.70 W
Eclipse avg. Power	360.89 W	360.89 W

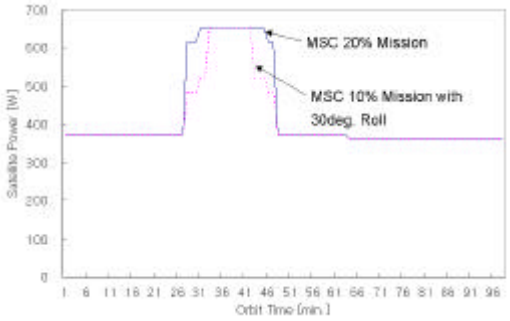

그림 6. Satellite Load Power Profile in Science Mode

표 3은 contingency 모드에서의 평균전력을 나타낸다. Backup-Sun mode에서는 위성의 자세제어를 위한 연료의 소모량을 줄이기 위하여 RWA를 사용한다. 따라서 Reaction-Wheel의 구동에 따른 전력소모가 Safe-Hold 모드의 경우보다 크다.

표 3. KOPMSAT-2 average Load Power in Contingency Mode

MSC \ Duty	Safe-Hold Mode	Backup Sun Mode
Sunlight avg. Power	286.72 W	333.91 W
Eclipse avg. Power	281.65 W	313.27 W

그림 7은 Backup-Sun 모드에서의 전력프로파일을 나타낸다. 정상운용인 science 모드에서의 전력소모량 보다 상당히 적음을 알 수 있다.

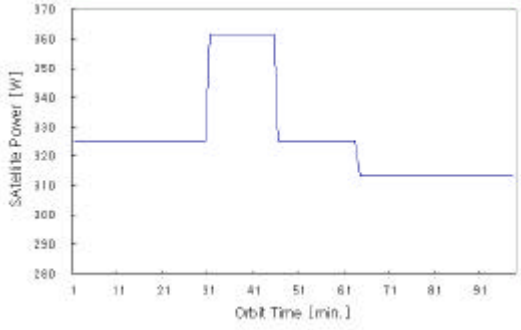

그림 7. Satellite Load Power Profile in Backup-Sun Mode

만일, 2호기의 전력시스템을 20% 임무수행을 중심으로 설계를 하면, 너무나 큰 전력사이징이 된다. 특히, 임무를 수행하지 않는 궤도에서는 태양전지 어레이로부터 발생한 많은 잉여전력을 소모해야 하는 부담을 갖는다. 따라서 임무수행에 따른 적절한 전력시스템의 사이징 결정을 위하여 연속 두 궤도에서의 에너지 밸런스를 갖도록 전력시스템을 설계하였다. 연속한 두 궤도에서의 임무수행은 다음과 같다. 먼저, 첫 번째 궤도에서 20%의 임무수행을 하며, 이때 에너지 밸런스는 만족하지 않는다. 그리고 연속되는 두 번째 궤도에서 30deg.의 각도로 10% 임무를 수행하고 에너지 밸런스를 만족하도록 전력시스템을 설계하였다. 연속한 두 궤도에서의 전력소모량은 이미 언급한 표 2와 3의 평균 전력과 같다. 그리고 모근 궤도에서 에너지 밸런스를 만족하도록 설계를 하면, 배터리의 유지보수에는 많은 장점을 가지나 전력 사이징이 너무나 커진다는 단점이 있다. 따라서 시스템 및 관련 서브시스템의 검토 결과 연속 두 궤도에서 에너지 밸런스를 만족하도록 전력시스템의 설계를 수행하였다.

2.2.6 태양전지 어레이의 offpoint-angle 및 그림자 영향

다목적실용위성의 임무동안에는 태양전지 어레

이의 구동에 따른 jitter의 영향때문에 촬영 이미지의 손상을 줄이기 위하여 SADA의 동적을 중지한다. 따라서 20% 임무수행, 30deg.의 roll maneuver 10%의 임무를 수행하는 동안, 태양전지 어레이는 정확히 태양을 지향할 수 없으므로 전력생산에 큰 영향을 미친다.

그림 8은 2호기의 10:50AM 궤도로 임무수행과정에서 예상하는 태양전지 어레이의 offpoint-angle을 나타낸다. 2호기의 20% 임무기간 동안, 태양전지 어레이의 offpoint 각도는 5deg.에서 56.17deg.의 각도로 변화한다.

임무기간 동안, 태양전지 어레이의 그림자 영향은, PDR 현시점에서 정확히 분석되지는 않았다. 그러나 30deg.로 roll-maneuver를 수행하는 동안 태양전지 어레이의 그림자는 최대 6개의 스트링에 그림자가 발생한다. 따라서 6개의 태양전지 스트링은 전력을 발생할 수 없는 것으로 고려하였다.

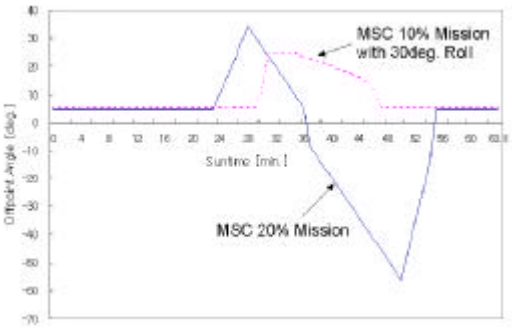

그림 8. SA Offpoint Angle @ 10:50AM Crossing Time

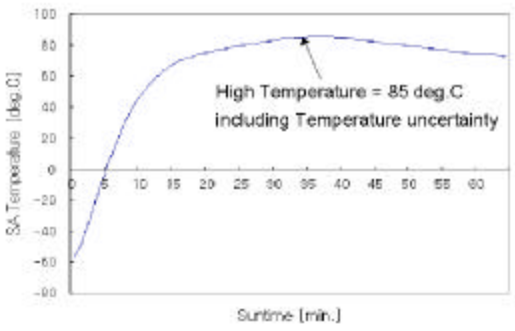

그림 9. Solar Array Temperature Profile

2.2.7 태양전지 어레이의 온도특성

그림 9는 다목적실용위성 2호기의 End-of-Life(EOL), Winter Solstice(WS)에서 분석한 태양전지 어레이의 온도특성을 나타낸다. 분석한 결과를 보면, 2호기용 태양전지 어레이의 최고 온도는 85℃가 된다. 그리고 2호기의 태양전지로는 실리콘 태양전지 보다 효율이 높은 갈륨-아세나이드의 태양전지를 사용하였다.

3. 결 론

본 논문은 다목적실용위성 2호기의 성공적인 임무수행을 위하여 요구되는 전력 사이징을 분석하였다. Science 모드 및 contingency 모드의 임무수행에 따른 위성의 요구전력은 표 4에 요약하였다. PDR 시점에서 임무수행 말기에서 요구되는

표 4. SA Power Required Power in Science & Contingency Mode

Duty / MSC	20% Normal	10% 30deg. Roll	Safe-Hold Mode	Backup Sun Mode
SA Power Capability	957 W	957 W	957 W	957 W
Sunlight avg. Power	459.33 W	438.70 W	286.72 W	333.91 W
Eclipse avg. Power	360.89 W	360.89 W	281.65 W	313.27 W
EPS Required Power	928 W	838 W	550 W	603 W
SA Power Margin	3.1 %	14.2 %	74 %	58.7 %
Battery DOD	23.27 %	23.27 %	18.15 %	20.19 %

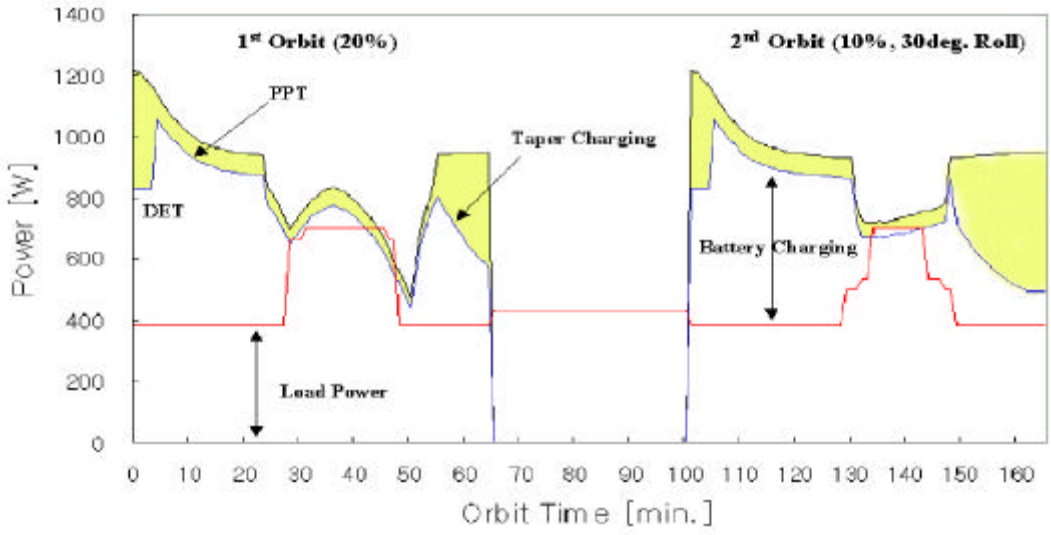

그림 10. KOMPSAT-2 Power Prediction in Two Consecutive Orbits

태양전지 어레이의 출력은 957 watts 이상의 전력을 발생할 수 있어야 한다.

Science 모드에서 20%의 운용에 필요한 위성의 요구전력은 928 watts로 분석되었으며, 전력마진은 3.1%로 분석되었다. PDR시점에서 검토된 전력마진을 고려하면 3.1%의 전력마진은 충분하지는 않다. 그리고 배터리의 DOD는 science 모드에서 23.27%로 설계에서 고려한 25%보다 적은 것으로 분석되었다. Contingency 모드에서는 전력마진은 충분하며, 그리고 배터리의 DOD 역시 충분한 마진이 있음을 알 수 있다.

표 5. SA Power Required Power in Two Consecutive Orbits

MSC \ Duty	First Orbit	Second Orbit
	20%	10%, 30deg. Roll
SA Power Capability	957 W	
Sunlight avg. Power	459.33 W	438.70 W
Eclipse avg. Power	360.89 W	360.89 W
EPS Required Power	860 W	
SA Power Margin	97 W (11.3 %)	

표 5는 연속 두 궤도에서의 임무수행에 필요한 위성의 요구전력과 전력마진을 분석결과를 요약하였다. 연속 두 궤도의 임무수행을 위하여 두 번째 궤도에서 배터리를 충분히 충전하기 위한 위성의 요구전력은 860 watts로 분석되었다. 그리고 태양전지 어레이의 전력값과 비교하면 대략 11%의 충분한 마진이 있음을 알 수 있다.

그림 10은 연속 두 궤도에서의 임무수행과정에서 예상되는 위성의 부하전력, 태양전지 어레이의 발생전력, 그리고 배터리의 충전전력의 시뮬레이션 결과를 나타내었다. 그림 10에서와 같이, 두 번째 궤도에서 배터리는 충분히 충전되었음을 알 수 있다.

참 고 문 헌

1. KOMPSAT-2 EPS Preliminary Design Audit, KARI, 2001
2. H.S. Rauschenbach, Solar Cell Array Design Handbook, Van Nostrand Reinhold Company, 1980
3. Larry D. Partain, Solar Cells and Their Applications, John Wiley & Sons, Inc., 1995