다목적실용위성 2호기의 전력용량 및 태양전지 어레이 초기 설계

장성수*, 장진백**, 이상곤***, 심은섭****

A Preliminary Design of Required Power and Solar Array Sizing for KOMPSAT-2

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

Abstract

Required power and solar array sizing of KOMPSAT-2 have been analyzed by ASTRIUM and KARI in November, 2000.

There are Electrical Power Subsystem(EPS) design discrepancies between ASTRIUM and Korea Aerospace Research Institute(KARI) according to heritage program, EPS operation concepts, power source and the characteristic of the electrical boxes. To design the power system of KOMPSAT-2, ASTRIUM has used the EPS design of the CHAMP and GlobalStar program. But SSTI, TOMS-EP and KOMPSAT-1's design concepts has been used for KOMPSAT-2 EPS design by the KARI.

To get the design conclusion, there are many trade-off meetings for the EPS sizing using each sides' heritage program and EPS operation concept. And the EPS design factors and approaching methods have been reviewed and discussed. In addition the EPS design results from ASTRIUM and KARI are summarized in this paper.

초 록

본 논문은 다목적실용위성 전력시스템의 초기 설계과정으로, 2000년 11월 ASTRIUM과 KARI에서 진행한 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 용량설계와 태양전지 어레이의 설계를 기술하였다.

ASTRIUM은 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 기본설계를 위하여, ASTRIUM의 기존 위성 프로그램인 CHAMP 위성과 GlobalStar 위성에 적용한 전력설계 개념을 고려하였다. 그러나 전력시스템의 설계는 전력운용 개념, 각 전장품 및 전력원의 특성에 따라 설계가 다르다. 그리고 ASTRIUM사의 전력시스템 운용개념은 다목적실용위성 1호기와 다르며, 전력시스템에 사용한 전력원과 각 전장품의 상이한 특성으로 전력시스템의 설계에 근본적인 차이가 있음을 미리 밝혀둔다.

따라서 본 논문은 2호기의 제안서에 기술된 내용을 중심으로 ASTRIUM과 KARI에서 수행한 2호기 전력시스템의 기본설계를 요약하였다.

키워드 : 요구전력(required power), 태양전지어레이(SA, solar array), 전력계(EPS, electrical power subsystem), 최대전력추력(PPT, peak power tracking), 방전량(DOD, depth of discharge)

* 위성전자연구그룹/ ssjang@kari.re.kr
** 위성전자연구그룹/ jjb@kari.re.kr
*** 위성전자연구그룹/ skon@kari.re.kr
**** 위성전자연구그룹/ esim@kari.re.kr

1. 서 론

본 논문은 다목적실용위성 전력시스템의 초기 설계과정으로, 지난 2000년 11월 ASTRIUM과 KARI에서 설계를 진행한 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 용량설계와 태양전지 어레이의 설계를 기술하였다.

ASTRIUM은 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 기본설계를 위하여, 기존 위성 프로그램인 CHAMP 위성과 GlobalStar 위성에 적용한 전력설계 개념을 고려하였다. 그러나 전력시스템의 설계는 전력운용 개념, 각 전장품 및 전력원의 특성에 따라 설계가 다르다.

ASTRIUM 사의 전력시스템 운용개념은 다목적실용위성 1호기와 다르며, 전력시스템에 사용한 전력원과 각 전장품의 상이한 특성으로 전력시스템의 설계에 근본적인 차이가 있음을 밝혀둔다. 따라서 다목적실용위성 2호기 전력시스템의 설계를 위하여 ASTRIUM의 전력설계 개념을 이용하는 것은 어려움이 있다.

본 논문은 2호기의 제안서(Request for Proposal : RFP)에 기술된 태양전지 어레이의 패널 크기와 2호기의 전력요구량(854 Watts @End-of-Life)를 기준으로 다목적실용위성 2호기의 전력시스템을 검토하였다. 그리고 현 SDR (System Design Review) 시점에서 정확한 위성의 운용에 따른 환경을 고려하여 전력시스템의 설계를 검토하는 것은 어려움이 있다. 따라서 전력시스템의 설계에 필요한 많은 자료는 1호기에 적용한 설계 값과 현재 운용중인 1호기의 자료를 바탕으로 2호기의 전력시스템을 설계하였다.

2. 다목적실용위성 2호기의 시스템 운용개념

다목적실용위성 2호기가 운용될 우주환경 조건은 1호기와 동일하다. 2호기의 운용궤도는 10:50AM 태양동기 궤도로서, 685㎞ 상공에서 3년간의 임무를 수행한다. 그러나 1호기와 달리 2호기의 주요 탑재체인 MSC(Multi-Spectral Camera)는 한 궤도에서 최대 20%의 이미지 획득 및 자료 전송, 그리고 30° 및 최대 56°의 위성 자세제어(Roll Maneuver)로 임무를 수행할 수 있어야 한다. 표 1은 2호기의 임무수행을 위한 다목적실용위성 시스템의 요구사항을 요약하였다.

다목적실용위성 2호의 전력시스템 설계방법은 TRW의 위성프로그램에 적용하여 검증된 설계방법을 이용하고 있다. 다목적실용위성 2호기의 전력시스템 헤리티지 프로그램으로서 SSTI, TOMS-EP, 그리고 현재 운용중인 다목적실용위성 1호기가 있다. TRW는 위성의 전력시스템 설계를 위하여 보다 악조건(Worst Case Conditions)의 우주 환경조건을 고려하여 설계를 한다. 따라서 타 위성프로그램보다 강인한 전력시스템 특성을 갖는다.

표 1. KOMPSAT-2 System 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	
17.5-degree fixed solar array cant angle	

3. 다목적실용위성 2호기의 전력용량 설계

본 논문에서는 다목적실용위성 2호기의 전력시스템을 설계하기 위하여, ASTRIUM과 KARI에서 공동으로 진행한 설계결과를 비교분석 하였다. 먼저, ASTRIUM의 전력시스템 설계는 다음과 같다.

3.1. ASTRIUM의 전력시스템 설계

2호기의 전력시스템 설계를 위하여, 표 2 와 같이 다목적실용위성 2호기의 임무에 따른 탑재체 및 각 전장품의 전력(Power Data Base, 2000년 10월 24일 기준)을 검토하였다. 그리고 다목적실용위성 2호기의 임무계획, 궤도환경 및 지상국 조건 등을 검토한 후, ASTRIUM의 기존 위성 프로그램(GlobalStar, CHAMP)과 비교하여 사용한 각 전장품의 전력 할당에 관한 ASTRIM의 의견은 다음과 같다

3.1.1 Power Data Base에 관한 ASTRIUM의 의견

ASTRIUM의 위성설계 경험을 바탕으로, 다목적실용위성 2호기의 전력 할당에 관한 다음과 같은 의견을 주었다.

① MSC의 20% 운용개념
: KOMPSAT의 전반적인 운용을 고려할 때, 20%의 운용은 over-design 개념이다. 그리고 MSC를 20% 이상 운용할 경우, MSC의 자체 발생열로 인한 전력 소모량의 증가로 열제에게 및 전력계의 설계에 다소 무리가 될 수 있다.

② 현재 MSC에서 고려된 히터의 전력 소모량의 재검토가 필요하다.

③ BOL(Beginin gof Life)과 EOL(End of Life)에서 고려된 위성의 히터 전력소모량 재검토가 필요하다.
: ASTRIUM의 경험으로 고려할 때, BOL과 EOL에서 분석된 위성의 히터전력은 큰 차이가 있다. 그리고 현재 2호기의 운용과 고려해 볼 때, 히터는 큰 전력을 소모한다.
전력용량 분석시 BOL의 heater 전력은 EOL에서 크게 감소하지 않는다. 따라서 위성의 전력용량 설계에서는 BOL의 heater 전력을 이용하는 것이 타당하다.

④ S-Band 트랜스미터에 관한 전력소모량 재검토
: 현재 S-Band 트랜스미터의 전력 할당량(36.5 watts)은 너무 크게 선정된 것으로 고려되므로, 보다 정확한 전력 소모량을 분석하여 전력량이 너무 크게 설계되지 않도록 해야한다.

⑤ RWA(Reaction Wheel Assembly)의 평균 및 최대전력을 재 고려해야함.
: RWA 모타의 가변속을 위한 최대 전력 소모량의 증가로 배터리의 충전 특성에 큰 영향을 미칠 수 있다. 따라서 상세한 RWA의 동작에 따른 전력특성이 고려되어야 한다.

⑥ Power DB에서 고려되는 margin 개념의 조정 필요

표 2. KOPMSAT-2 average Load Power

	Orbit Average	Sunlight Average	Eclipse Average
Payload (MSC)	130.40 W	161.53	77.40
EPS	33.18	33.18	33.18
Thermal	69.35	64.97	77.23
TC&R	46.78	50.13	40.76
AOCS	136.71	136.71	136.71
Propulsion	1.1	1.1	1.1
Satellite (BOL)	519.4	570.17	431.04
Satellite (EOL)	417.53	447.62	366.38

표 2는 ASTRIUM과 전력용량 검토에 사용한 다목적실용위성 2호기의 평균전력이다. (Power Data Base @2000.10.24) 그리고 열제에게 팀에서 분석한 자료에 따르면, BOL과 EOL에서의 히터 전력은 큰 차이가 있다. 표 2에서와 같이 BOL에서의 위성의 평균전력(Satellite avg. Power)은 519.4 watts 이며, EOL에서의 히터전력은 감소하여 위성의 평균전력은 417.53 watts로 분석하였다. 그리고 ASTRIUM에서의 전력용량 설계는 위성의 임무기간 동안, 위성의 최대 전력을 사용하는 임무를 고려하기 위하여 BOL에서 히터전력을 고려한 위성의 평균전력을 사용하여 전력용량을 설계하였다.

3.1.2 ASTRIUM 설계방법에 따른 다목적실용위성 2호기의 전력용량 설계

ASTRIUM의 위성 전력시스템 설계는 BOL에서 분석된 히터전력을 EOL에서의 히터 전력으로 적용한다. 즉, ASTRIUM의 전력분석에서는 BOL에서의 히터 전력을 이용하고, EOL 기준의 위성의 전력시스템을 설계하였다. 따라서 전력용량 설계를 위하여 낮기간 동안의 평균전력은 대략 570 watts, 그리고 식구간에서의 평균전력은 431 watts를 이용하였다.

먼저, PCU(Power Control Unit)에서 위성부하까지의 하니스 손실분을 고려하였다. 낮기간 동안 PCU에서 필요한 전력은 대략 581 watts 이며, 식구간에서는 대략 440 watts가 요구된다. 그리고 PCU의 전력배분에 따른 손실분을 고려하면, 낮기간 동안의 전력은 593 watts와 식구간에서는 대략 449 watts가 필요하다. 그리고 ASTRIUM의 전력설계에 따르면, PCU 단에서의 위성의 평균전력은 다음과 같이 계산한다.

Psg = Psun + Pecl * Fr * Tecl / Tsun

Psg : Average Sun Phase Required SG Power at PCU Bus

Psun : Average Required Sun Phase Bus Power at PCU Bus

Pecl : Average Required Eclipse Phase Bus Power at PCU Bus

Fr : Battery Energy/ Power Recharge Factor

Tsun : Duration of Sun Phase

Tecl : Duration of Eclipse Phase

따라서 임무수행을 위한 PCU 단에서의 위성의 평균전력(Psq)은 대략 885 watts 이상이어야 한다. 그리고 태양전력조절기(SAR : Solar Array Regulator)와 PCU 사이의 손실분, SAR의 전력변환 효율을 고려하여 대략 971 watts가 필요한 것으로 분석하였다. 따라서 971 watts에 시스템 마진 10%를 고려하여 1068 watts의 요구전력을 도출하였다. 즉, ASTRIUM의 설계방법에 따른 전력용량 분석 결과로 얻어진 결과를 이용하면, 2호기의 성공적인 임무수행을 위하여 필요한 태양전지 어레이의 전력은 1068 watts 이상이어야 한다.

따라서, 다목적실용위성 2호기의 전력용량에 관한 ATRIUM의 의견은 다음과 같다. 현재 2호기의 RFP(Request for Proposal)에 기술된 위성의 요구전력인 854 watts에 대한 재검토가 필요한 것으로 설명하였다. 그러나, ASTRIUM에서 고려한 요구전력의 분석은 CHAMP 위성과 Global-Star 위성에서 고려한 전력설계 개념을 기준으로 2호기의 전력을 분석한 결과이다. 그리고 ASTRIUM의 전력운용 개념은 최대전력 추적방법(MPPT) 및 세류충전(Trickle Charge)을 고려하여 전력용량을 설계하였다. 따라서 다목적실용위성의 전력운용 개념과 설계 방법에 차이가 있음을 밝혀둔다.

3.2 KARI의 전력시스템 설계

다목적실용위성 1호기 및 TRW 위성프로그램의 전력설계는 단순히 위성의 평균전력 개념으로 전력용량을 설계하지 않는다. ASTRIUM의 전력설계 방법은 위성 부하의 평균전력과 시스템의 전력손실분 등을 고려하여 태양전지 어레이에서 발생해야할 평균전력을 분석하였다. 그러나 단순히 평균전력 개념(Power Data Base)을 이용한 전력용량의 설계는 각 전장품 및 전력원의 동작특성을 정확히 설계에 반영하는 것이 어렵다.

따라서 다목적실용위성의 전력시스템 설계는 배터리의 충방전 특성, 위성의 운용에 따른 설계요소, 그리고 위성의 운용시나리오를 고려하여 전력용량을 설계한다. 다음은 다목적실용위성 1호기의 설계에 적용한 전력설계 개념을 이용하여 2호기의 전력시스템 설계과정을 기술하였다.

3.2.1 위성의 요구전력 분석을 위한 설계 요소

다목적실용위성 2호기의 전력용량을 분석하기 위하여, 시스템과 다른 서브시스템으로 많은 정보가 필요하다. 그림 1은 최적의 전력설계를 위하여 필요한 설계 정보의 인터페이스를 나타낸다.

전력용량 분석을 위해서 위성 시스템은 2호기의 임무수행을 위한 위성의 궤도환경과 임무수행 시나리오를 제공해야 한다. 위성이 운용할 궤도환경에 따라 전력원의 동작특성을 고려해야 하며, 임무수행 시나리오에 따른 태양전지 어레이

의 온도 특성 및 그림자 영향, 그리고 각 전장품의 동작 전력을 고려해야 한다. 표 1은 2호기의 임무수행을 위한 시스템의 요구사항을 요약하였다.

EDI(Electrical Design Integration)는 임무수행 시나리오에 따른 각 전장품의 동작전력과 standby 전력을 제공해야 한다. 그리고 MDI(Mechanical Design Integration)는 임무수행에 따라 태양전지 어레이의 전력에 큰 영향을 미칠 수 있는 그림자 영향 등을 제공해야 한다. 그리고 태양전지 어레이의 출력은 온도 영향에 따라 발생전력에 큰 영향을 줄 수 있다. 따라서 열제어계 팀(Thermal Subsystem)은 태양전지 어레이의 온도 특성에 관한 정보를 제공해야 한다.

언급한 설계요소 이외에도, 위성의 전력설계에 영향을 줄 수 있는 모든 정보를 타 시스템으로 받아 전력시스템 설계에 반영하여야 한다.

그림 1. EPS Interface with Others' Subsystem

3.2.2 요구전력 분석을 위한 전력시스템의 가정

위성의 요구전력을 분석하기 위하여 전력시스템은 다음과 같은 설계가정을 한다. 다목적실용위성의 임무 동안, 태양전지 어레이가 가장 적은 전력을 공급할 수 있는 위성의 환경조건을 설정하였다. 임무수명 말기에서의 태양전지 어레이의 출력특성, SS(Summer Solstice)의 태양광도, 그리고 WS(Winter Solstice)에서의 태양전지 어레이 온도를 이용하여 태양전지 어레이가 발생할 수 있는 최소 전력을 분석한다.

2호기의 주 탑재체(MSC)의 임무조건인 20% 운용과 위성의 자세제어(Roll/ Pitch Maneuver)에 따른 태양전지 어레이의 offpoint angle 및 그림자(shadowing)의 영향은 현 단계에서는 정확히 분석할 수 없다. 왜냐하면, 2호기의 임무 시나리오와 태양전지 어레이의 설계가 정확히 진행되지 않았으므로 offpoint angle 및 그림자(shadowing)의 영향을 정확히 분석하는 것은 SDR 단계에서 용이하지 않다. 따라서 위성의 운용계획과 태양전지 어레이의 설계가 진행된 이후에 비교적 정확한 설계자료를 분석할 수 있다. 따라서 본 보고서는 SDR 기준으로 분석된 대략적인 자료와 1호기의 설계 및 운용자료를 이용하여 2호기의 offpoint angle 및 그림자 영향을 고려하여 전력시스템을 설계하였다.

기본적인 2호기 배터리 충전알고리즘은 최대전력 추적방법(PPT : Peak Power Tracking), 테이퍼 충전, 그리고 세류충전을 이용하여 배터리를 충전한다. 그러나 식(Eclipse)에서 나온 위성은 매우 낮은 태양전지 어레이의 온도특성으로 큰 전력을 발생한다. 그리고 태양전력 조절기(SAR : Solar Array Regulator)의 제한된 전력용량으로 DET(Direct Energy Transfer) 방법을 수분 동안 이용하도록 전력운용 개념을 고려한다.

다목적실용위성 2호기에 사용할 배터리는 Eagle-Picher 사의 슈퍼 니켈-카드늄인 37AH 배터리를 선정하였다. 2호기 배터리의 방전량(DOD : Depth Of Discharge)은 25%를 넘지 않도록 설정하였으며, 기본적인 배터리의 특성은 1호기와 동일하다. 슈퍼 니켈-카드늄 배터리는 방전량(DOD : Depth of Discharge), 전기적 특성 및 수명 등에서 일반 니켈-카드늄 배터리보다 많은 장점을 가지고 있다.

다음은 위성의 요구전력을 분석하기 위하여 전력시스템에서 가정한 내용을 요약하였다.

EPS Assumptions :

- 3 Yr EOL worst case solar array degradation & design factors
- Summer solstice solar intensity
- Solar array high temperature
- Battery has one shorted cell and lowest battery efficiency

- Spacecraft load profile used with 20-minute station pass over Korea and eclipse power is 366.38 watts
- Solar array offpoint angle
- Solar array shadow is present during most of suntime
- Solar array clamped to battery voltage for first three minutes of suntime

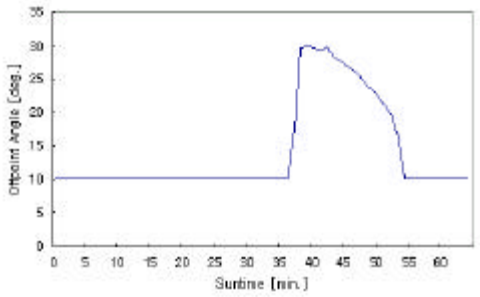

그림 2. Solar Array Offpoint Angle @30° Roll Maneuver

그림 2는 30° roll maneuver로 10분간의 임무수행 동안, 태양전지 어레이의 offpoint angle를 나타낸다. 그림 2에서와 같이, MSC의 운용기간 동안 태양전지 어레이의 sun pointing 각도는 최대 30° 가량 발생하고 있음을 알 수 있다

그림 3은 2호기의 1차 전력원으로 실리콘 태양전지를 이용할 경우, WS(Winter Solstice)에서 분석한 태양전지 어레이의 온도프로파일을 나타낸다. 태양전지 어레이의 온도는 최저 -60.5℃에서 최고 73.4℃까지 변화한다. 그리고 ASTRIUM에서 추천한 실리콘 태양전지를 사용한 태양전지 어레이의 온도특성도 비슷한 경향을 나타낸다. 그러나 다른 종류의 태양전지를 전력원으로 사용하면, 태양전지 어레이의 온도특성은 크게 변동할 수 있다. 그리고 태양전지 어레이의 온도특성은 위성 전력 시스템의 설계에 큰 영향을 줄 수 있다.

그림 4는 30° roll maneuver로 10분간의 임무수행 동안, 태양전지 어레이에 발생할 수 있는 그림자의 영향을 나타내었다. 현재, 위성의 운용 시나리오, 위성 본체 및 태양전지 어레이의 기계적인 설계가 진행단계이므로 정확한 그림자영향을 분석하는 것은 용이하지 않다. 따라서 그림 4는 1호기의 설계자료와 운용자료를 기준으로 대략적으로 분석한 결과를 사용하였다. 위성이 30° roll maneuver로 임무수행을 할 경우, 태양전지 어레이는 최대 5 6개의 어레이 스트링이 전력을 생산할 수 없는 것으로 고려하였다.

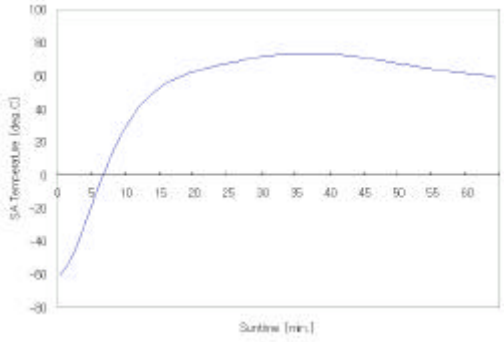

그림 3. Solar Array Temperature Profile @Winter Solstice

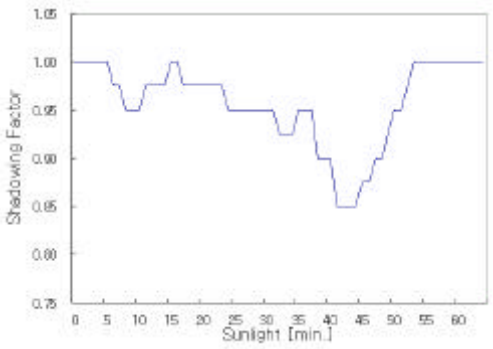

그림 4. Solar Array Shadowing Design Factors @30° Roll Maneuver

3.2.3. 다목적실용위성 2호기의 요구전력 분석 결과

2호기의 임무궤도 및 환경조건, 태양전지 어레이의 최소 전력발생 조건, 그리고 임무에 따른 각 설계자료 및 배터리의 충전알고리즘 특성을 이용하여 2호기의 요구전력을 분석하였다.

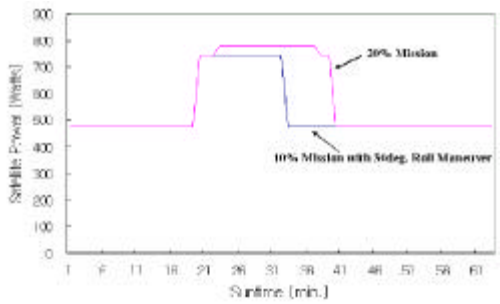

그림 5. KOMPSAT-2 Load Profile (MSC 20% Operation)

그림 5는 2호기의 주 탑재체인 MSC의 운용에 따른 위성의 부하특성은 나타내었다. MSC의 20% 임무동안 2호기의 평균전력은 평균 570 watts 이며, 30° roll maneuver 모드로 10% 임무를 수행할 경우에는 대략 530 watts의 전력을 소모한다.

표 3은 각각의 설계요소를 이용하여 위성의 최소 요구전력을 구하는 과정을 예를들어 나타내었다. 이미 언급한 모든 설계 자료를 이용하여, 태양전지 어레이의 출력에 따른 위성의 전력상태를 분석하였다.

따라서 다목적실용위성 2호기의 임무기간 동안 성공적으로 임무를 수행하고, 각 궤도에서 에너지 밸런스를 만족하기 위하여 필요한 위성체의 요구전력은 815watts가 된다. 그리고 향후 설계기간 동안 많은 설계 변경이 예상되므로, 태양전지 어레이의 적절한 설계를 위하여 10% 가량의 전력마진을 고려하였다. 따라서 2호기의 임무수행을 위한 태양전지 어레이의 최소전력은 896.5 watts @EOL 로 분석하였다.

4. 다목적실용위성 2호기의 태양전지 어레이 설계

다음의 태양전지 어레이의 설계과정은 RFP에 기술된 위성의 요구전력 854 watts를 기준으로 실리콘 태양전지를 이용한 태양전지 어레이의 설

표 3. Typical EPS Energy Balance Program Printout (Example)

Tsun (min)	Temp SA (deg C)	Offpoint Angle	Shadowing Factors	SA max pwr(W)	SA pwr for chg(W)	Average chg amps	Charging amp-hrs
0	-60.54	5.00	1.00	617.10	114.59	3.46	0.00
1	-55.68	5.00	1.00	617.10	114.59	3.46	0.06
2	-47.88	5.00	1.00	617.10	114.59	3.46	0.12
3	-37.14	5.00	1.00	617.10	114.59	3.46	0.17
4	-26.02	5.00	1.00	1196.00	693.49	20.97	0.52
5	-14.51	5.00	1.00	1152.45	649.94	19.65	0.85
6	-3.59	5.00	0.98	1081.55	579.04	17.51	1.14
7	6.75	5.00	0.98	1041.66	539.15	16.30	1.41
8	16.00	5.00	0.95	979.14	476.63	14.41	1.65
9	24.18	5.00	0.95	947.27	444.76	13.45	1.88
10	31.33	5.00	0.95	919.24	416.73	12.60	2.09
11	37.45	5.00	0.98	918.53	416.02	12.58	2.30
12	42.70	5.00	0.98	897.20	394.69	11.93	2.50
13	47.08	5.00	0.98	879.13	376.62	11.39	2.69
14	50.77	5.00	0.98	863.99	361.48	10.93	2.87
15	53.76	5.00	1.00	873.29	370.77	11.21	3.06
16	56.27	5.00	1.00	862.70	360.19	10.89	3.24
17	58.31	5.00	0.98	832.60	330.08	9.98	3.40
18	60.05	5.00	0.98	825.50	322.99	9.77	3.57
19	61.50	5.00	0.98	819.52	317.01	9.59	3.73
20	62.77	5.00	0.98	814.41	311.90	9.43	3.88

계를 ASTRIUM과 KARI에서 공동수행한 내용이다. 본 결과에 따라 고효율의 태양전지를 이용한 태양전지 어레이의 설계를 보다 상세히 검토할 예정이다. 먼저, ASTRIUM에서 설계한 태양전지 어레이의 설계결과이다.

4.1 ASTRIUM의 태양전지 어레이 설계

ASTRIUM사에서 다목적실용위성 2호기의 태양전지로 검토중인 태양전지의 특성은 표 4와 같다. 그리고 2호기의 궤도환경은 다목적실용위성 1호기의 자료를 이용하였으며, 태양전지 어레이의 패널 크기는 KARI 구조팀에서 대략적으로 분석한 30.2 inch × 56 inch를 사용하였다.

4.1.1 ASTRIUM에서 선정한 실리콘 태양전지의 특성

- 태양전지의 크기 : 4㎝ × 6.5㎝, Silicon Solar Cell (ASE)
- 태양전지의 전기적 성능

표 4. Solar Cell Characteristic

Solar Cell Data @28℃, EOL, AM0					
Isc	976.0	㎃	dIsc/ dT	0.92	㎃/ ℃
Imp	922.0	㎃	dImp/ dT	0.51	㎃/ ℃
Vmp	495.0	㎷	dVmp/ dT	-2.10	㎷/ ℃
Voc	586.0	㎷	dVoc/ dT	-2.10	㎷/ ℃

- 태양전지 어레이의 최고 온도 : 61.17℃ in Summer Solstice
  : 태양전지 어레이의 온도 데이터는 KARI에서 제공한 Winter, Summer 및 Equinox의 분석자료를 이용하였으며, solar intensity와 온도를 각 계절별로 고려할 때 전력이 가장 적게 발생할 수 있는 Summer에서의 온도를 고려하였다.

4.1.2 ASTRIUM의 태양전지 어레이의 설계

태양전지 스트링의 직렬 개수를 설정하기 위하여 위성버스에 공급해야할 최소 전압을 다음과 같이 고려하였다. 이 최소 전압을 만족하기 위하여 태양전지 스트링은 최소한 105개의 태양전지로 구성되어야 한다.

- 최소 버스 전압 : ≥ 41.8 volts
- 한 스트링에서의 최소 셀 개수 : 105 cells

주어진 패널 크기(30.2 inch × 56 inch)에 실리콘 태양전지를 배치해본 결과, 한 패널에 340개 정도의 태양전지의 배치가 가능하였다. 340개의 태양 전지를 3개의 스트링으로 구성한다고 가정할 경우, 최대 113개의 태양전지로 한 스트링을 구성할 수 있다. 따라서 ASTRIUM 사에서는 고려된 버스전압을 만족하고 많은 전력을 이용하기 위하여 한 스트링에 112개의 셀로 구성하는 것으로 설계하였다.

4.1.3 ASTRIUM의 태양전지 어레이의 성능 분석

태양전지 어레이의 성능을 검토하기 위하여 다음의 각 조건에서 태양전지 어레이의 평균전력을 검토하였다. 그림 6은 Summer에서 고려된 태양전지 어레이의 출력특성을 나타낸다.

ASTRIUM의 태양전지 어레이 설계는 한 궤도에서 발생하는 태양전지 어레이 출력의 평균값을 이용하여 시스템의 요구사항인 854 watts를 만족하도록 태양전지 어레이의 설계를 고려하였다.

표 5는 ASTRIUM에서 고려한 다목적실용위성 2호기의 각 계절에 따른 태양전지 어레이의 평균전력을 나타낸다.

<u>태양전지 어레이의 평균전력 계산 변수</u>

- Summer Solstice SA Temperature
- Only MPPT Operation
- Number of Cells/ String : 112 Cells
- Number of Strings/ Panel : 3 Strings
- Number of Panels : 6 Panels
- Panel Size (used Area) : 1346.2㎜×716.28㎜
- Solar Irradiation : WS=1420W, SS=1320W, EQ=1353W
- Globalstar Silicon Solar Cells
- Cell Data Sheet of Astrium/ Munich

결론적으로, 표 5에서 태양전지 어레이의 평균전력은 summer solstice에서 대략 853.6 watts 발생하며, 다목적실용위성 2호기의 시스템의 요구전력(854 watts)을 최소한 만족한다고 분석하였다. 그러나 본 결과는 ASTRIUM의 기존 위성 프로그램에 적용한 운용특성과 태양전지 어레이의 설계요소와 설계방법에 따른 분석결과이다. 따라서 다목적실용위성 1호기에 적용한 태양전지 어레이의 설계방법과는 큰 차이가 있으며, 2호기의 태양전지 어레이의 설계에 적용하는 것은 어렵다.

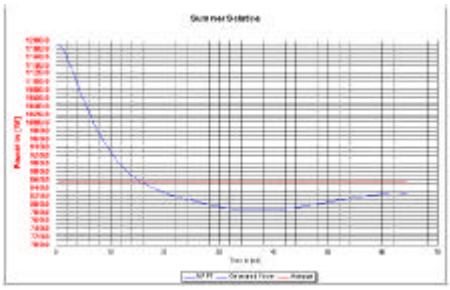

그림 6. Solar Array Power Generation in Summer Solstice

4.2 KARI의 태양전지 어레이 설계

다목적실용위성 1호기의 태양전지 어레이의 설계개념을 이용한 2호기의 설계결과는 다음과 같다. 먼저, 여러 종류의 태양전지를 이용하여 기본적인 설계를 수행하였다. 그러나 고려된 대부분의 태양전지의 자료는 업체에서 제공하는 일반 자료이므로, 2호기의 태양전지 어레이 설계에 비교적 정확하지 않다. 따라서 ASTRIUM의 설계결과와 비교적 정확히 비교하기 위하여 1호기에 사용한 실리콘 태양전지의 설계자료를 이용하였다.

표 5. Solar Array Power Prediction

Temperature	Solar Irradiation	Orbit Average Power @EOL
Winter Solstice	1420 W	878.1 W
Equinox	1353 W	862.9 W
Summer Solstice	1320 W	853.6 W

4.2.1 KARI에서 선정한 실리콘 태양전지의 특성

다목적실용위성 1호기에 사용한 실리콘 전지의 크기 및 전기적 특성은 다음과 같다.

- 태양전지의 크기 : 2.84 ㎝ × 4.64 ㎝
- 태양전지의 전기적 특성 (표 6)

표 6. ASE Si Cell BSFR (based on KOMPSAT-1 Data)

ASE Si Cell BSFR, 10 ohm-cm, 14.6% AM0 Imp (BOL, 28℃) = 0.520 A Vmp (BOL, 28℃) = 0.500 V				
Year	0 (BOL)	1	2	3 (EOL)
Cell Vmp (V) @28℃	0.490	0.461	0.450	0.444
Cell Imp (A) @28℃	0.455	0.440	0.433	0.428
Cell Pmp (W) @28℃	0.223	0.203	0.195	0.103

4.2.2 KARI의 태양전지 어레이 설계

KARI에서 분석한 결과에 따르면, 태양전지 어레이는 최소 36.5 volts 이상의 전압을 위성의 버스에 공급하여야 한다. 따라서 36.5 volts의 최소 전압을 만족하도록 108개의 태양전지를 이용하여 태양전지의 스트링을 구성하였다.

기계구조팀에서 제안한 태양전지 어레이의 크기를 이용하였으며, 3 패널로서 각 태양전지 어레이의 wing을 구성하는 것으로 설계하였다. 따라서 태양전지 어레이의 기본설계 결과는 다음과 같다.

- 최소 버스 전압 : ≥ 36.50 volts
- Solar Array Panel Size : 30.2 inch×56 inch
- Total SA Panels : 6 panels
- 한 스트링에서의 직렬연결 셀 개수 : 108 cells
- Total No. of Strings : 42 strings
- Winter Solstice SA Temperature with 5℃ margin
- Summer Solstice Solar Intensity

표 7. Time Dependant Solar Array Design Factors for Voltage and Current

	Year 0		Year 1		Year 2		Year 3	
	Current	Voltage	Current	Voltage	Current	Voltage	Current	Voltage
Seasional solar intensity	0.968	N/A	0.968	N/A	0.968	N/A	0.968	N/A
Micrometeorite & Debris Loss	0.976	N/A	0.976	N/A	0.976	N/A	0.976	N/A
Reliability	0.976	N/A	0.976	N/A	0.976	N/A	0.976	N/A
Current Uncertainity	0.978	N/A	0.978	N/A	0.978	N/A	0.978	N/A
Voltage Uncertainity	N/A	0.979	N/A	0.979	N/A	0.979	N/A	0.979
Installation & Mismatch	0.970	N/A	0.970	N/A	0.970	N/A	0.970	N/A
Coverglass Rad. & Darking	1.000	N/A	0.999	N/A	0.999	N/A	0.999	N/A
Coverglass Adhesive Rad. Darking	1.000	N/A	0.999	N/A	0.997	N/A	0.996	N/A
Coverglass Adhesive UV Darking	1.000	N/A	0.975	N/A	0.973	N/A	0.972	N/A
Temperature Cycling Fatigue	N/A	1.000	N/A	0.994	N/A	0.988	N/A	0.987
SA Offpointing	1.000	N/A	1.000	N/A	1.000	N/A	1.000	N/A
SA Shadow Design Factor	1.000	N/A	1.000	N/A	1.000	N/A	1.000	N/A
Total Design Factor Loss	0.875	0.979	0.851	0.973	0.848	0.967	0.846	0.966
Isc Radiation Degradation	1.000	N/A	0.993	N/A	0.986	N/A	0.979	N/A
Imp Radiation Degradation	1.000	N/A	0.994	N/A	0.983	N/A	0.974	N/A
Voc Radiation Degradation	N/A	1.000	N/A	0.959	N/A	0.942	N/A	0.933
Vmp Radiation Degradation	N/A	1.000	N/A	0.947	N/A	0.930	N/A	0.920
Pmp Radiation Degradation	1.000	N/A	0.941	N/A	0.914	N/A	0.896	N/A
Isc/Imp Temp. Coef. % Isc per deC	0.0402%	N/A	0.0492%	N/A	0.0572%	N/A	0.0631%	N/A
Voc/Vmp Temp. Coef, volts per degC	N/A	-0.0021	N/A	-0.0021	N/A	-0.0021	N/A	-0.0021

표 7은 다목적실용위성 2호기의 태양전지 어레이의 설계에 사용한 1호기의 실리콘 태양전지의 감쇠특성을 나타낸다.

따라서, 다목적실용위성 1호기에 적용한 태양전지 어레이의 설계방법과 표 7의 감쇠계수를 적용하여 분석한 다목적실용위성 2호기의 수명말기에서 태양전지 어레이의 최소 전력 발생량은 675.6 watts 이다. 따라서 현재 2호기의 기계구조팀에서 제안한 태양전지 패널(30.2 inch × 56 inch)과 저효율의 실리콘 태양전지를 사용한 태양전지 어레이의 설계는 2호기 임무수행에 필요한 요구전력을 만족할 수 없는 것으로 밝혀졌다.

5. 결 론

본 논문은 다목적실용위성 2호기의 전력용량 및 태양전지 어레이의 설계에 관한 ASTRIUM과 KARI 엔지니어의 기본설계 방향에 관한 내용을 비교 및 검토하였다. 표 8은 ASTRIUM과 KARI에서 설계 분석한 다목적실용위성 2호기의 전력용량 및 태양전지 어레이의 설계결과를 요약하였다.

ASTRIUM은 기존의 자사 위성프로그램에 사용한 전력설계 개념을 이용하였으며, 2호기의 MSC 임무수행을 위하여 필요한 전력용량을 1068 watts로 설계하였다.

그러나, KARI의 전력용량 설계는 위성의 운용에 따른 궤도환경 특성, offpoint angle, 태양전지 어레이의 온도특성 그리고 그림자 영향 등을 고려하였다. 따라서 3년 수명말기, 위성의 성공적인 임무수행을 위하여 필요한 최소 요구전력은 896.5 watts가 된다. 따라서 ASTRIUM과 KARI에서 수행한 전력용량을 고려하면, 현재 RFP에 기술된 위성의 요구전력 854 watts에 대해서는 재검토가 필요한 것으로 분석하였다.

ASTRIUM은 RFP에 기술된 태양전지 어레이의 각 패널사이즈(30.2 inch × 56 inch)를 이용하였다. 그리고 기존의 위성에 사용한 실리콘 태양전지의 설계자료를 사용하여 태양전지 어레이를

표 8. 태양전지 어레이 설계 및 전력용량 검토 결과

		ASTRIUM	KARI
EPS Design Heritage Program		GlobalStar, CHAMP	SSTI, TOMS-EP, KOMPSAT-1
Thermal Heat Power (Watts)		171.22 (BOL)	69.35 (EOL)
SA Power	SA Design	Cell Design Factors based on ASTRIUM Satellite Program	Cell Design Factors based on TRW Satellite Program
		Summer Solstice Temperature	Winter Solstice Temperature
		Summer Solstice Solar Intensity	Summer Solstice Solar Intensity
		Solar Cell : Silicon, 4㎝ × 6.5㎝	Solar Cell : Silicon, 2.84㎝ × 4.64㎝
		Min. Bus Voltage : ≥ 41.8V	Min. Bus Voltage : ≥ 36.5V
		No. of Cells per String : 112	No. of Cells per String : 108
		No. of Strings per Panel : 3	No. of Strings per Panel : 7
		Panel Size : 30.2 inch × 56 inch	Panel Size : 30.2 inch × 56 inch
		SA Average Power in Sunlight @EOL	SA Minimum Power in Sunlight under Worst Condition @EOL
	SA Power Capability Def.	SA Average Power in Sunlight @EOL	SA Minimum Power in Sunlight under Worst Conditions @EOL
	SA avg. Power Cap. @EOL	853.6 Watts	(754.9) Watts
	SA min. Power Cap. @EOL	(785.4) Watts	675.6 Watts
Power Required	Orbit Parameters	- 3 years, 685㎞ circular orbit - 98.13 degree inclination - 10:50 am ascending local time - 98.4 minutes orbit period	- 3 years, 685㎞ circular orbit - 98.13 degree inclination - 10:50 am ascending local time - 98.4 minutes orbit period
	Battery Capacity	37AH	37AH
	EPS Operation Concepts	MPPT, Trickle	DET/ PPT, Taper, Trickle
	Power Required	1068 Watts (Included Power Margin)	896.5 Watts (Included Power Margin)

설계하였다. 따라서 ASTRIUM의 설계에 따르면, 위성수명 말기에서 태양전지 어레이는 평균전력 853.6 watts를 발생할 수 있으며, 다목적실용위성 2호기의 RFP에 기술한 854 watts를 만족하는 것으로 설계분석 결과를 발표하였다.

KARI에서는 다목적실용위성 1호기에 사용한 태양전지의 특성과 설계방법을 이용하여 2호기의 전력을 분석하였다. 그리고 현재 주어진 패널를 이용하여 태양전지 어레이를 설계하면, EOL에서 태양전지 어레이는 평균전력 754.9 watts, 그리고 최소 675.6 watts를 생성할 수 있다.

ASTRIUM과 KARI에서 수행한 다목적실용위성 2호기의 전력용량 설계와 태양전지 어레이의 설계결과는 서로 다른 결과를 도출하였다. ASTRIUM의 전력용량 설계는 Global Star 및 CHAMP 위성에 적용한 전력운용과 설계자료를 이용하였다. 그리고 ASTRIUM에서 고려한 전력운용은 다목적실용위성에서의 전력운용 방법과 큰 차이가 있다.

위성의 전력용량 설계 및 태양전지 어레이의

설계에 고려하는 설계자료와 우주환경 조건은 ASTRIUM과 KARI 사이에 비교적 큰 차이가 있다. 따라서 현재 ASTRIUM과 KARI 엔지니어 사이에 다목적실용위성의 운용계획에 따른 전력설계, 양측에서 고려하는 설계자료에 관하여 보다 상세한 검토 및 설계를 진행 중에 있다.

참고문헌

1. KOMPSAT Solar Array Equipment Specification, CDRL No. SS-2
2. KOMPSAT Solar Array Critical Design Audit Technical Data Package
3. H.S. Rauschenbach, Solar Cell Array Design Hand book, Van Nostrand Reinhold Company, 1980
4. Larry D. Partain, Solar Cells and Their Applications, John Wiley & Sons, Inc., 1995
5. KOMPSAT Electrical Power Subsystem Critical Design Audit, 06 September. 1996