통신위성 전력시스템의 기본 설계

최재동*

Conceptual Design of Electrical Power System for Communication Satellite

Jae-Dong Choi*

Abstract

The major goal of this research is to use as a baseline guide for a flight model design of power system of next domestic communication satellite. For this purpose, the EPS(Electrical Power Subsystem) is designed to compliance performance requirements specified in EPS subsystem specification during all expected spacecraft operations.

The regulated electrical power bus gives 42.5V to the various spacecraft loads from PCDU(Power Control & Distribution Unit) and the solar arrays are composed of 6 panel, each panel has 3 circuits including 7 string. The battery system is comprised of two batteries consisting of 26 IPV(Individual-Pressure-Vessel) NiH2 cells. Each battery can be capable of delivering 2878Watt-hours at a 80% maximum DOD(Depth of Discharge) based on the nameplate capacity of 150 amper-hours.

초　록

본 연구는 차세대 국내 통신위성 전력계 서브시스템 비행모델 설계의 기본 지침서로 사용하기 위한 것이다. 이러한 목적을 위해 전력계 시스템은 모든 기대되는 위성 임무기간동안 서브시스템 규격서에 제시된 성능요구사항을 만족시키기 위해 설계되어졌다.

조절된 전력 버스는 전력제어 및 분배장치로부터 다양한 위성부하까지 42.5V로 분배되어지고 태양전지 어레이들은 6개의 패널로 구성하였다. 한 패널은 3개의 회로로 구성되며 각 회로는 7개의 스트링으로 설계되어졌다. 배터리 시스템은 2개의 배터리로 구성되어졌으며 각 배터리는 26개(IPV) NiH2셀로 구성되어졌다. 배터리는 80% DOD(Depth of Discharge)에서 에너지의 2878Watt-hours를 공급할 수 있는 용량으로 설계되어졌다.

키워드 : 통신위성(communication satellite), 전력 시스템(power system), 전력제어 · 분배장치 (power control & distribution unit), 배터리 방전 깊이(DOD, depth of discharge)

* 통신위성연구그룹/ jdchoi@kari.re.kr

1. 서 론

위성의 최대 부하는, 예비 장비들의 지상명령 스위칭 응답에 대해 비 반복적인 펄스성 부하들의 순간들을 제외하고는, 낮 기간동안은 태양전지에 의해 공급되어 지며, 식기간 동안 부하전력은 두 개의 주 배터리에 의해 완전하게 공급되어 진다. 최대 위성 부하의 결정에는 위성 궤도 설계 수명동안 모든 지정된 동작모드들이 고려되어 진다. 먼저 전력계 서브시스템의 특징을 살펴보면 다음과 같다

- 완전 조절 방식을 갖는 전력이 중앙 전력 집중 방식으로부터 다양한 위성 부하까지 42.5V로 분배되어진다.
- 모든 서브시스템과 탑재체 전력은 중앙 부하 분배점 근처에 위치한 퓨즈를 통해 공급되어진다. 모든 부품들은 이중 절연 및 퓨즈로 구성되어진다.
- 모든 서브시스템과 탑재체 신호, 명령 및 텔레메트리 귀환, 중앙 전력 분배의 버스로의 귀환, 그리고 위성체 구조는 단일점 접지 블록에서 상호 접속되어진다.
- 태양전지 어레이 회로들은 GaAs 태양전지 셀들로 구성되어진다.
- 배터리 시스템은 개별압력용기 니켈-하이드로진 셀들로 구성된 2개의 배터리로 제공되어진다. 각 배터리는 실제 용량의 80%이하 DOD(Depth of Discharge)에서 부하 전력을 제공하는 동안 배터리 셀은 개방 혹은 단락에 견딜 수 있다. 또한 각 배터리는 개방 셀 바이패스, 배터리 셀 전압, 압력 모니터링 및 Letdown회로를 갖는다.
- 버스전압 조절 및 분배장치에 포함된 배터리 충/방전기는 식 기간동안 버스전압을 조절하고 낮 기간 동안에는 배터리 충전을 조절한다. 태양전지 어레이 션트 조절기는 낮 기간 동안 버스전압을 조절하며, 필요시 버스전압을 유지하기 위해 순차적으로 전류를 션트 시킨다.
- 위성 탑재 컴퓨터(OBC)에 존재하는 전력제어 소프트웨어는 자동적인 배터리 충전, 배터리 히터제어, 전력 텔레메트리 처리를 제공한다.

2. 개념 설계

2.1. 전력계 서브시스템 구성 및 동작원리

전력계 서브시스템은 위성의 모든 임무기간동안 전력을 생성, 저장, 조절과 분배기능을 제공한다. 2005SAT의 전력계 서브시스템은 태양전지 어레이와 부하사이의 손실을 최소화하기 위해 완전조절방식을 갖는 직접 에너지 전달방식으로 구성되었다. 또한 2005SAT 전력계 서브시스템은 태양전지 어레이, 배터리, 전력 조절 및 분배장치, 퓨즈 박스 및 태양전지 어레이 구동장치와 같은 주요한 부품들로 구성되어 있다. 이러한 주요부품은 위성의 임무기간동안 단품고장이나 절연상의 문제가 위성의 주 버스에 영향을 주어서는 안되며 단품 고장이 발생할 지라도 지속적으로 임무기간동안 위성에 전력을 공급하여야 한다. 또한 영 전압 상태 이후, 가혹한 환경적인 영향이 없을 경우 위성체의 각 기능이 손상 없이 자동적으로 복구될 수 있도록 충분한 전력이 지원되어야 한다.

위성의 주 전력은 2개 세트로 구성된 패널 혹은 윙으로 구성된 태양전지 어레이에 의해 공급되어진다. 발사 및 궤도 획득 구간에는 패널은 위성의 북측과 남측에 대해 접혀져있다. 어레이 윙 들로부터 에너지는 태양전지 어레이 구동에서 슬립링을 통해 주 전력 버스로 직접적으로 전달되어진다. 각 윙에서 태양전지 패널은 위성체의 각각의 방향(북쪽과 남쪽)으로 전개되어진다. 두 개의 독립적으로 충전되는 니켈-하이드로진 배터리는 가장 긴 식기간 동안 요구되는 탑재체 및 서브시스템 전력을 제공한다. 에너지 저장 용량은 배터리 셀 타입, 배터리의 수 그리고 각 배터리의 직렬로 연결된 셀의 수로 연계되어진다. 배터리들은 모든 기대되는 동작 조건들 아래에서

DOD가 80%를 넘지 않는 범위 내에서 설계되어진다. 그림 1은 본 연구에서 제안된 2005 SAT 전력계 서브시스템의 개념설계도이다.

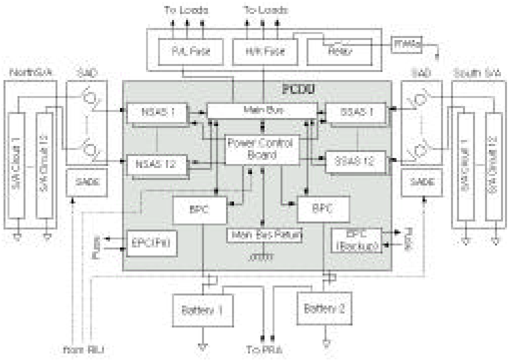


그림 1. 전력계 서브시스템 개념설계도

임무기간내 수많은 주기동안 셀들의 수명 주기 능력 내에서 잘 동작하고 전력계 서브시스템은 비상 상태에서 각 셀이 1.0V까지 지속적으로 동작할 수 있어야 한다.

배터리 충전과 방전은 배터리 충·방전기에 의해 수행된다. 배터리 충·방전기는 완전조절방식을 갖는 버스전압을 위해 요구되는 배터리 전력변환을 제공하고 또한 배터리 충전제어기능을 갖는다.

낮기간 동안 완전충전 후 배터리는 자기방전을 보충하기 위해 C/120의 세류(Trickle) 충전되어진다. 식기간 동안 배터리는 낮 기간을 이용하여 20시간 내 재충전할 수 있다. 탑재컴퓨터에 상주하는 전력 운영 소프트웨어와 결합하여 배터리 충·방전기는 충전효율을 높이고 짧아진 재충전시간을 위해 보다 높은 충전비로 두 개의 배터리를 동시에 혹은 순차적으로 충전을 제공한다. 배터리 충전 제어는 지상제어와 탑재컴퓨터에 의해 제공되어지는 제어명령의 조합으로 얻어지는 것이 가능하다. 또한 자동적인 배터리 충전 운영 제어기의 충전비 수정, 재 프로그램 및 지상명령에 의한 모든 배터리 충전 운영을 수행하거나 제어기 동작을 중첩시키는 것이 가능하다.

다음 식기간 재충전은 C/20의 충전비에 의해 성취되어질 수 있다. 암페어-시간 충전/방전의 사용과 압력-온도 충전 제어구조는 배터리의 완전 재충전을 가능하게 한다. C/20 충전비는 또한 가장 긴 식일 동안 다음 식 주기 이전에 완전 재충전을 보장한다. 전이궤도 충전운영은 정상궤도 영역과 비슷한 형태로 다루어진다. 배터리 Reconditioning 회로들은 두 방전비들 중의 하나에 의해 지상명령으로부터 성취되어진다. 매우 깊은 방전(Deep Discharge)은 배터리에 가로지르는 두 개의 저항기의 제어에 의해 얻어질 수 있다.

배터리 전압은 셀당 1V 근처에 있을 때 두 개의 저항기들 중의 하나에서 셀 극성 역전을 보호하기 위해 보다 낮은 방전비까지 오프 명령되어질 수 있다. 셀 전압들은 배터리 셀 전압/압력 모니터를 통해 모니터 되어질 수 있다. 자동적인 부하 오류 보호는 부하 퓨즈와 부족전압 보호에 의해 제공되어진다. 서브시스템과 탑재체 부품은 감쇠된 전력 서브시스템 기능으로부터 과부하를 보호하기 위해 퓨즈로 연결되어 있다. 파이로 관련부품들은 배터리로부터 직접적으로 전력을 공급하게 된다.

부족전압 버스 보호는 TWTA를 위해 제공되어진다. TWTA 전력컨버터는 만약 버스 전압이 32V이하로 강하된다면 오프 상태로 래치 되어질 것이다. 이러한 중계기들은 지상명령에 의해서만이 동작들이 되돌려질 수 있다. 낮 기간동안 태양전지 전력의 조절은 션트 시스템에 의해 제공되어진다. 태양전지 어레이의 제어는 션트 스위치에 의해 제공되어지고 이것은 완전하게 온(접지로 단락) 되거나 혹은 오프(버스로 전력공급) 된다. 위성체 버스 조절은 능동 션트 조절기를 이용하여 리플 조절에 의해 유지되어진다. 회로스위칭의 상승과 하강시간은 전도성과 방사성 노이즈의 레벨을 최소화하기 위해 제한되어진다. 버스전압 변화에 빠른 반응은 배터리 충방전기와 션트 모듈들에 의해 수행되어진다. 태양전지 어레이와 배터리들은 임무기간동안 부하 요구사항들을 만족시키기 위해 규격이 정해질 것이다. 부하 전력 요구들은 부품 성능 규격값들 혹은 특정 임무 모드에 대한 해석으로부터 얻어진다. 위와 같은 전력 서브시스템의 주요구성 및 기능이 표 1에 요약되어 있다.

표 1. 전력계 서브시스템 주요 구성 및 기능

Unit/Component	주요 구성 및 기능
태양전지 어레이	· 셀타입 : GaAs/Ge · 셀 면적 : 1.514×2.489×0.0055 Cm · BOL 효율 : 18.5%
Battery	· 2 NiH2 배터리, 각 배터리 26 cell · 용량 : 75Ah×2
전력제어 및 분배장치	· 42±0.5V 버스 전압 조절 · 순차적인 태양전지 션트 조절장치 · 배터리 충전기 제어 · 모든 위성체 부하는 퓨즈와 연결 · 릴레이 스위치 온/오프 회로
태양전지 어레이 구동장치	· 한 스텝당 1.8° 의 비율을 갖는 스텝모터 사용 · 5A 전력인터페이스 슬립링, 1A신호인터페이스 슬립링
EPS 전력제어 소프트웨어	· 배터리 충/방전전류 계산, 배터리 셀 압력, 배터리 셀전압 및 Ampere-Hour (Ah) 충전상태(State of Charge) · 배터리 충전비 제어 · 과온도 및 과방전으로부터 배터리보호 · 배터리 Reconditioning 제어

2.2 태양전지 어레이 용량 및 예상면적

먼저 2005SAT의 태양전지 어레이 전력량을 예측하기 위해 무궁화위성 3호에 사용된 GaAs/Ge 전지를 사용하는 것으로 가정하였으며 태양전지 셀의 특성은 표 2와 같다.

표 2. 태양전지 셀 특성

특 성	Gallium Arsenide on Germanium
셀 면적	1.514×2.489×0.0055cm
BOL 효율	18.5%
Base Resistivity	0.4Ω-cm
Cell Mass/CIC Mass	2.115/3.270gm
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

또한 태양전지 어레이 전력량의 예측을 위한 어레이 설계요소들은 표 3과 같다. 태양전지 어레이의 시간과 환경의 감쇠요소를 고려한 임무말에서의 태양전지 출력은 다음과 같이 계산되어 질 수 있다.

28°C에서 임무말 최대전류(Imp, EOL)는
(Imp, EOL)=(Imp, BOL)×(전류에 대한 전체 설계 요소 손실)×(Imp, Rad loss)

표 3. 태양전지 어레이 설계 요소들

Parameter		데이터값
디자인 수명		12년
궤도 위치		116°E
셀 타입		GaAs/Ge
Short Circuit Current Factors	A. Solar Intensity Vernal Equinox Summer Solstice Autumnal Equinox Winter Solstice	 1.006 0.887 0.991 0.945
	B. Solar Cell Mismatch Assembly Loss	0.98
	C. Coverglass Transmission Loss	0.965
	D. Solar Cell Charged Particle Damage	0.899
	E. Coverglass Charged Particle Damage	0.994
	F. Coverglass Adhesive UV Degradation	0.975
	G. Isc Temperature Coefficient	37.3μA/°C
H. Assembly Loss(Intercell Resistance)		0.98
Open Circuit Voltage Factor	I. Solar Cell Charged Particle Damage	0.932
	J. Voc Temperature Coefficient	-2.137 mV/°C

※주: 무궁화위성 3호에 사용된 GaAs/Ge태양전지 셀 기준

여기서,
전류에 대한 전체 설계 요소 손실(TDFL)
= B×C×D×E
(Imp, EOL) = 0.7076×0.845×0.975 = 0.5829A

최악조건은 춘분점에서 69.4℃로 가정되었으며 이때 임무 말 최대전류 (Imp, EOL)는 다음과 같다.

(Imp, EOL)=(Imp, BOL)×(TDFL)×(Imp, Rad loss)

(Imp, EOL)=(Imp, EOL, 28℃)×(1+전류에 대한 온도계수)×(T-28)

= 0.5829×(1+(0.000373×41.4)) = 0.592A

28℃에서 임무 말 최대전압 (Vmp, EOL)은

(Vmp, EOL)=(Vmp, BOL)×(전압에 대한 전체 설계 요소 손실)×(Vmp, Rad Loss)

여기서, 전압에 대한 전체 설계 요소 손실 = I

(Vmp, EOL) = 0.86×0.932×0.98 = 0.785V

69.4℃에서 임무 말 최대출력전압 (Vmp, EOL)은 다음과 같다.

(Vmp, EOL) = (Vmp, EOL, 28℃)-(전압에 대한 온도계수)×(T-28)

= 0.785-(0.00213×41.4) = 0.6975V

태양전지 어레이의 스트링으로부터 컨넥터에 이르는 전압 강하를 고려하여 스트링의 등가저항을 이용한 최악조건, EOL에서의 최대 전력버스 전압(Vsa)을 구하면 다음과 같다.

Vsa = [(Vmp, EOL)×(직렬 셀의 수)]-(블럭킹 다이오드 전압강하) - (Imp, EOL) × (등가 스트링 저항)

= [(O.6975)×66]-0.65-(0.592×1.145) = 44.7V

한 패널에서 발생하는 태양전지 전력은 다음과 같다.

Psa = [(Vmp,SA)×(Imp, EOL, 69.4℃)] × 직렬스트링 수 × 회로 수

= 529.25W

따라서 본 연구에서는 총 6 개의 패널로 구성하였다. 각 패널 당 4 개의 회로가 있으며 각 회로는 5 개의 스트링으로 구성하였다. 이 회로에서 발생되는 총 전력량은 3175W로 계산되어진다. 그러나 춘분점, 하지등 태양의 광도나 입사각에 따라 발생전력량이 다르게 나타날 수 있다. 그림 2에서 보여지는 것처럼 춘분점, 하지, 추분점, 동지에서 절기에 따라 태양의 광도가 변화됨을 알 수 있다. 따라서 태양전지 어레이의 발생전력량은 절기에 따라 계산되어져야 할 것이다. 절기에 따른 패널당 발생 전력량 및 전체 발생전력량은 표 4와 같다.

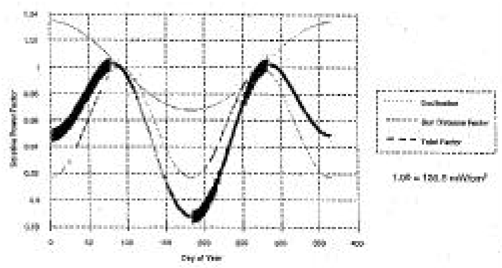


그림 2. 태양전지 어레이 절기별 광도

표 4. 태양전지 어레이 발생 전력량

	Vernal Equinox	Summer Solstice	Autumn Equinox	Winter Solstice
Isc, EOL	0.575,	0.49	0.568	0.536
Solar Array Scale Factors	1.0166	0.9145	1	0.9643
패널당 발생전력량	538.1W	484W	529.3W	510.4W
전체 발생전력량 (6패널)	3228.5W	2904.3W	3175.5W	3062W

태양전지 셀의 에너지 변환효율은 출력전력을 입력전력으로 나누는 것으로 정의되어진다. 평면 태양전지 어레이에 대한 입력값은 태양 광도 1358W/m^{2}이다. 따라서 18.5%의 효율을 갖는 GaAs/Ge 태양전지 어레이는 단위면적 당 251W/m^{2}의 값을 갖게된다. 먼저 임무초기에서의 전력량은 식 (1)과 같다.

$$P_{BOL} = P_0 \times I_d \times \cos\theta \quad (1)$$

여기서, Id = 감쇠비

임무초기에서의 최악조건을 고려하면 하지의 경우 단위면적 당 전력 발생량은 177.39 W/m^{2}의 값을 갖게된다. 이 값은 매년 발생되는 태양전지 감쇠율을 고려하여 임무 말 태양전지 발생전력량을 계산하여야 한다.

$$P_{EOL} = P_0 \times L_d \qquad (2)$$

여기서, 태양전지 감쇠율(L_d)

$$= (1 - 감쇠/년)^{위성수명}$$

매년 1.75%의 태양전지 감쇠를 고려하면 디자인 수명 12년 동안 21% 감쇠결과를 가져온다. 그 결과 12년후의 태양전지 감쇠율은 79%가 된다. 이 값을 임무초기의 태양전지 발생전력량에 적용하면 임무말 발생전력량은 140.139 W/m^2이 된다. 따라서 2005SAT에서 필요한 태양전지 셀을 위해 필요한 태양전지판 면적은 식(3)에 의해 구해질 수 있다.

$$A_{SA} = P_{SA}/P_{EOL} = 21.76m^2 \qquad (3)$$

임무말 부하여유(5%)와 태양전지 어레이 감쇠를 고려한 전력 발생량은 표 5와 같다.

표 5. 예상 발생 전력량

항목	Xfer Orbit	Operation phase				
		No Manuver			Maneuver Phase	
	Sun-Spin	Eclipse	Sun solst	Au Equin	Su Solst	Au Equin
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	328.42	28	328.42
System Total Load		2,463	2,503.8	2,854.93	2,555.6	2,880.02
Array Capability		0	2904.3W	3175.5W	2904.3W	3175.5W
S/A Margin			13.8%	10%	12%	9.3%

2.3 배터리 설계 및 용량선정

니켈-하이드로진 배터리는 위성응용을 위해 니켈 카드뮴 배터리보다 높은 에너지 밀도, 긴 수명, 그리고 과 충전과 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 설정되어 진다. 그러나 필요시 지상명령에 의해 수동적으로 배터리 충전비의 변경이 가능하다.

2.3.1 배터리 용량 선정

식기간 동작모드의 경우 춘분점과 추분점에서 최대 72분의 식기간이 발생하며 이 기간이 가장 긴 식기간으로 고려되어졌다. 배터리 방전상태는 설계 사양에 따라 배터리 DOD(Depth of Discharge)가 80%를 넘어서는 안 되며 배터리 전압은 31.2V가 될 것이다. 배터리 용량은 충전시와 마찬가지로 위성체에서 부하에 사용에 의해 변화되는 배터리 방전전류의 크기계산에 의해 결정된다. 배터리 용량선정은 식(4)와 같다.

$$C_r = \frac{P_e T_e}{(DOD)\ Nn}[W-hr] \qquad (4)$$

Pe = Average Eclipse Load
Te = Maximum Eclipse Time(hr)
DOD= Limit on Battery's DOD
N = Number of Batteries
n = Transmission Efficiency between Battery and Load
Cr = Required Battery Capacity in W-hrs per Battery
Cr = Required Battery Capacity in A-hrs per Battery

$$C_r = 2463 \times 1.2/80\% \times 2 \times 0.93 = 1986.3[W-hr]$$
$$= 1986.3[W-hr]/31.2V = 63.7[A-hr]$$

2005SAT에 사용되는 배터리 구성은 26개의 셀로 구성되었으며 각 배터리는 75Ah의 용량을 갖는다. 26개의 셀은 각각 11 개와 15 개의 셀을 갖는 모듈로 구성된다. 배터리는 위성의 식기간 동안 전력을 공급하며, 피크 전류 펄스를 제공하며 그리고 낮 기간 동안 태양전지 어레이의 용량을 초과하는 파이로 장치 등의 동작을 위한 전력을 제공하게 된다. 태양동기궤도에서 식기간은 44일 발생하며, 0으로부터 최대 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. 표 6은 2005SAT에 사용될 배터리 성능 특성을 나타낸다.

2.3.2 배터리 용량

선정된 배터리의 출력 용량은 다음과 같이 계산되어질 수 있다.

(Ampere-hour Rating/ 식기간)(배터리 셀 정상전압 × 셀 수)

= (75/ 1.2)(1.203×26) = 1954.9 Watts

Total = 1954.9 × 2 = 3909.8 Watts

따라서, 80% DOD에서 용량은 3158W(1.05V, 10년)

표 6. 배터리 성능 특성

항목	특성값
최대DOD (32.5V에서실제배터리용량의퍼센트)	80%
배터리용량	2×75AH
최대방전시간혹은최대식기간(T_ECLP)	1.2h
최대배터리충전전류(I_CHG)	7.5A
설계수명	12년
배터리구성	2개의배터리, 각26셀
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%

배터리 온도는 열 저항기(Thermistor)에 의해 검출되어지며, 배터리 모듈이 낮은 온도 제한범위에 있을 때 스위칭 회로는 자동적으로 요구되는 온도범위 내에서 배터리가 동작할 수 있도록 히터 전력을 제공한다. 높은 온도는 위성의 열 설계에 의해 고려되어지며 또한 지상명령에 의해 제어되기도 한다. 위성의 열 설계 시, 셀에 의해 발생되는 열은 배터리 Baseplate 위에 셀을 지지하는 슬리브에 의해 전달되어지고, 이것으로부터 장비 패널을 통해 OSR로 전달되어진다. OSR은 외부 우주공간으로 에너지의 적절한 양을 발산하도록 설계된다. 배터리는 -10℃ 25℃ 범위의 적정온도범위 내에서 동작하도록 한다. 셀 개방회로 실패를 보호하기 위해, 똑같은 다이오드 구성이 모든 바이패스 설계에 이용되어진다. 배터리의 충방전 주기는 1.2시간의 주기동안 최대 80% DOD까지 방전하며, 배터리 재충전은 한 주기동안 C/ 10의 비율로 22.8 시간을 초과하지 않도록 설계된다.

2.3.3 배터리 충·방전 시간 및 전력

배터리 충전을 위해 요구되어지는 충전 시간은 16시간이며 7.5A의 급속 충전비(C/ 10)로 4시간을 충전하고 3.75A의 정상 충전비(C/ 20)로 12 시간 충전을 한다. 이러한 설정에 대한 전체 Ah는 다음과 같다.

(4h×7.5A)+(12h×3.75A) = 75Ah

최대 80% DOD로 가정할 때 요구되어지는 Ah는 60Ah이다. 전력제어 소프트웨어 혹은 지상명령에 의해 설정된 충전요구사항은 일반적으로 120%로 설정되어진다. 따라서 120%로 설정시 72 Ah가 요구되어진다. 배터리 충전 전력은 식(5)와 같다.

$$Bat_{Charge} = \frac{N_{CELL} \times V_{CHG} \times I_{CHG} \times 2}{Eff} \quad (5)$$

= 26 × 1.6 × 3.75 × 2 / 0.95

= 328.42W

정지궤도에 사용되는 배터리 DOD와 배터리 수명과의 관계는 표 7과 같다.

표 7. 배터리 수명과 임무말에서의 배터리 방전전압과의 관계

DOD (%)	니켈카드뮴 (수명)	니켈카드뮴 Veod(EOL)	니켈하이드로진 (수명)	니켈하이드로진 Veod(EOL)
70%	13년	1.13V	10년	1.1V
80%	13년	1.08V	10년	1.05V

2005SAT에서 사용되는 배터리 어셈블리는 설계수명 12년 동안 최대 80% DOD로 동작할 때 150Ah의 모든 지정된 요구사항을 맞출 수 있도록 설계되어진다. 80% DOD는 최대 1.2 시간과 일치한다.

배터리가 정상동작일 경우 최대 식기간 동안 계산된 DOD는 다음과 같다.

$$DOD = \frac{BusLoad \times Max\ EclipseDuration(hr)}{V_{AVE} \times N_{CELL} \times Bat\ Capacity \times Bat_{Num} \times Eff} \quad (6)$$

= 2463×1.2/ 1.203×26×75×2×90% = 70%

최대 식기간 동안 두 개의 배터리중 하나의 셀이 실패인 경우

$$DOD = \frac{Bus\ Load \times Max\ Eclipse\ Duration(hr)}{Bat\ Capacity \times ((V_{AVE} \times N_{CELL}) + (V_{AVE} \times (N_{CELL} - 1) - V_{DSC})) \times Eff} \quad (7)$$

=2463×1.2/ (75×(1.203×26)+(1.203×25-0.65) ×90%) = 2955.6/ 4325.088 = 72.13%

두 개의 각각의 배터리에서 하나씩의 셀이 실패일 경우 DOD는 다음과 같다.

$$DOD = \frac{Bus\ Load \times Max\ Eclipse\ Duration(hr)}{(Bat\ Capacity \times (V_{AVE} \times (N_{CELL} - 1) - V_{DSC})) \times Bat_{Num} \times Eff} \quad (8)$$

= 2463×1.2/ (75×(1.203×25-0.65)×2×90%)
= 2955.6/ 4193.06 = 74.4%

위의 계산결과에 따라 최악의 경우 각 배터리에 1개의 셀 실패 경우 DOD가 74.4%로 최대 DOD 80%이내 조건을 만족시킨다. 이에 대한 결과는 에너지 균형 해석에서 보여주고 있다.

2.4 전력 조절, 제어 및 분배장치

전력 조절, 제어 및 분배장치는 임무기간동안 잉여전력의 조절, 전력 제어 및 분배기능을 제공한다. 전력조절장치는 태양전지어레이와 부하사이의 손실을 최소화하기 위해 완전조절방식을 갖는 직접에너지 전달방식으로 구성되어진다. 또한 낮 기간 동안 배터리 전력 저장 및 식기간 동안 부하에서 요구되는 전력을 공급하는 기능을 갖는다. 배터리 충전제어장치를 통해 배터리의 충전비 제어가 가능하며, 오차 증폭 회로 및 버스 커패시터를 통해 버스전압을 안정하게 제어하고 퓨즈시스템을 통해 부하 실패 시 버스에 영향을 미치지 않도록 퓨즈 보드가 포함되어 있다. 또한 지상명령을 통해 자동전환이나 결함 분리기능을 가질 수 있도록 설계된다. 전력을 전달하기 위한 하니스 설계는 예비기능을 갖도록 설계되어질 것이다.

전력제어 및 분배장치(PCDU)가 위성체의 주 전력 버스를 제어하기 위해 구성되어졌다. 이 부품 내에는 남쪽과 북쪽 태양전지 어레이 전력을 각각 제어하기 위한 스위칭 션트 전압조절기, 배터리 충/방전을 위한 배터리 충/방전기, 그리고 전력제어장치 내부 저전압공급을 위한 저전압 전력변환장치 및 제어회로 보드가 포함되어져 있다.

2.4.1 태양전지 션트 전압조절기

2.4.1.1 스위치 회로

션트 조절기는 12개의 션트 제어회로로 구성되며 이들의 입력들은 주 버스에 교차 접속되어진다. 각 열 소산기에 보호 퓨즈와 다이오드가 스위칭 션트 조절기의 오동작을 보호한다. 전압 분주기 회로는 비교기 앰프회로의 온을 선정하도록 설계된다.

션트 제어회로의 귀환회로는 턴 온점과 션트 오프 시키는 히스테리시스 범위를 제공하기 위해 설계되어진다. 만약 오차 회로로부터 전압이 설정 전압보다 낮게 선정된다면 순차 션트 제어회로는 션트 포화전류까지 완전하게 턴온 되어지고, 만약 오차 회로가 설정 전압보다 높다면 순차 션트 제어회로는 하이브리드 션트 오프를 유

지하도록 설계되어진다. 히스테리시스 스위칭 주파수와 주기는 각 회로의 선정된 변수들과 스위치 하기 위해 요구되어지는 전류의 양에 의해 결정되어진다.

2.4.1.2 주 버스전압 검출회로

오차 증폭기는 기준전압과 버스전압을 비교한 후 두 전압들 사이의 오차에 비례한 출력을 발생시킨다. 이 회로는 션트 조절기 제어루프의 적절한 동작으로 단일 부품 고장이 발생하지 않도록 수행되어진다.

주 버스전압은 앰프들의 여러 셋들에 의해 검출되고, 오차 검출기 회로는 앰프 입력신호들 중 설정된 전압범위 내에서 동작될 때는 언제든지 션트 어셈블리를 제어하기 위한 오차 신호를 발생시킨다. 주 버스 전압에서 변화는 주 버스 부하와 태양전지 어레이 출력 전력변화에 기인된 제어 범위 및 제어 루프 성분들에서 온도, 노화 및 부품 변수 변화에 의해 발생되어진다.

■ 션트 전압조절기 구성도

SASU(Solar Array Switching Unit) 모듈의 목적은 태양전지 어레이로부터 버스 혹은 접지로 스위칭에 의한 전류의 직접적 제어 및 버스전압의 안정적 유지를 위해 만들어졌다. SASU 모듈은 12개의 션트스위치를 포함하고, 각 션트 스위치는 태양전지 어레이 전기적 회로에 직접 접속되어진다. 본 연구에서 태양전지 어레이는 총 6개의 패널로 구성되며, 각 패널당 4개의 회로로 구성된다. 4개의 회로는 1개의 회로마다 션트 스위치 1개와 직접 연결되어진다. 따라서 각 션트 스위치가 조절해야 할 용량은 135W이며 최대 션트 전류는 3.2A이다.

스위칭 방식을 갖는 전압조절기는 주 전력에 중부하(Heavy Loads) 연결 시 낮 기간 동안 태양전지 어레이는 직렬연결다이오드를 통해 보다 많은 수의 태양전지 어레이 회로가 버스에 연결된다. 이와 반대로 경부하 연결시 보다 적은 수의 어레이 회로가 버스에 연결됨으로서 버스전압을 조절한다. 버스에 연결되는 어레이 회로의 수는 버스전압제어회로에 의해 결정되어진다. 이 회로는 그림 3에서 보여지는 것처럼 태양전지 어레이가 스위치와 병렬로 연결된 형태로 비소진형이며 여타 방식에 비해 열 발생이 적으므로 위성 내의 스위치에서 발생되는 열 문제를 줄일 수 있으며 부피가 작고 경량으로 만들 수 있다.

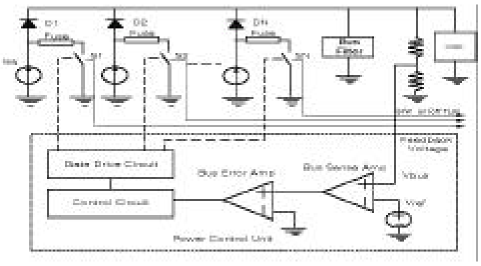


그림 3. 전압조절기 블록다이어그램

■ 제어동작원리

스위칭 션트 전압조절기는 24 개의 제어회로를 포함하고 있으며 주 버스에 연결되어있다. 보호 퓨즈들과 다이오드가 각 소산기에 연결되어 있으며 각 션트 스위치에서의 오동작으로부터 버스를 보호한다. 이러한 태양전지 어레이 전류는 두 가지 경로를 갖는다. 하나는 퓨즈와 스위치를 통해 흐르는 스위치 "온" 상태의 경로와 또 하나는 다이오드를 통해 버스에 전달되는 스위치 "오프" 상태의 경로이다. 스위치 S1의 제어상태는 전압 비교기에 의해 결정되어진다. 전압 분주기에 두 저항으로부터 검출된 전압은 버스 검출 앰프의 입력이 되어 기준 전압과 비교되어진다. 비교되어진 전압은 전압 오차를 발생시키고 발생된 오차는 버스 오차 증폭기에 의해 오차 신호가 증폭되어진다. 증폭된 오차신호는 제어회로의 입력이 된다.

제어회로 내에는 과전압 보호회로, 제어회로 및 MOSFET의 일정전압 구동을 위한 전력구동회로 등이 포함되어있다. 또한 제어회로는 버스 전압검출회로로부터 발생된 제어신호들을 받아 션트 스위치의 "온" 혹은 "오프" 상태를 결정하여 구동회로에 전달하게 된다. 정상동작동안 적절한 수의 션트 스위치가 버스전압 42±0.5V를 유지하기 위해 온/오프 동작되어진다. 부하와 태양전지

발생전력사이의 정확한 균형을 유지하기 위해 제한 사이클 제어가 적용된다. 이것은 제어회로 내의 ASIC을 통해 구현되며, 발생된 오차신호가 상위 기준전압을 초과 할 때 초과된 만큼의 오차신호가 온 영역으로 발생하여 ASIC 회로내의 제어로직을 동작시킨다. 발생된 ASIC 회로의 온 영역은 디지털 논리회로를 통해 해당되는 비트들이 스위치 온/오프와 일치하는 상태에 있게 된다. 각 스위치의 상태는 온과 오프 동작을 하게 된다.

2.4.2 배터리 충·방전기

2005SAT에서 제안된 배터리 충/방전기는 양방향 컨버터로 구성되었으며 North와 South배터리에 대해 각각 3개의 컨버터로 구성되었다. 각 컨버터는 충전시 스텝-다운 컨버터가 되어 배터리를 충전하게 되며 방전시 스텝-업 컨버터로 동작하여 배터리의 전압을 버스로 보내 식기간 동안 전력을 공급하게 된다. 또한 배터리의 기본 충전비는 각 컨버터에 대해 컴퓨터에 로드된 전력제어 소프트웨어로부터 256단계를 갖는 충전비를 갖도록 구성되었다.

그림 4는 양방향 컨버터 방식을 갖는 배터리 충/방전기의 블록다이어그램이다. 그림 4에서 보는 바와 같이 배터리 충·방전기의 주 회로는 기존의 스텝다운과 스텝 업 컨버터를 하나의 컨버터 내에서 동작하도록 구성하였다. 배터리 충전시 스위치 S1을 온·오프 시켜 동작하며, 배터리 방전시 스위치 S2를 온·오프 하여 동작한다. 스위치 S1과 S2의 전류 방향성은 버스전압의 변동에 따라 달라진다. 예를 들면, 위성의 식기간 동안 태양전지 어레이로부터 전력이 발생하지 않아 배터리 전압을 통해 버스전압을 공급할 때, 스위치 S2의 스위칭 동작을 통해 배터리의 전압을 스텝업 시켜 버스에 전력을 공급한다. 반대로 낮기간 동안은 태양전지 어레이로부터 발생된 전력을 일부는 부하에 공급하고 일부는 배터리에 전력을 저장하는 기간으로서, 스위칭 S1을 동작시켜 버스전압을 스텝다운 시켜 배터리에 저장한다.

양방향 컨버터 전류모드들의 본질은 다음과 같이 설명되어진다. 배터리 충·방전기(BPC)는 (그림 4)에서 보여지는 것과 같은 양방향 전력 스위칭 토폴로지를 사용한다. 벅 스위치는 Enable 혹은 Disable될 수 있다. Enable될 때, 부스트와 벅 스위치들은 보완적인 형태로 제어된다. 예를 들면 부스트 스위치가 온 될 때 이와 반대로 벅 스위치는 개방된다. 부스트 스위치가 Disable 될 때, 벅 스위치는 항상 개방 상태가 된다.

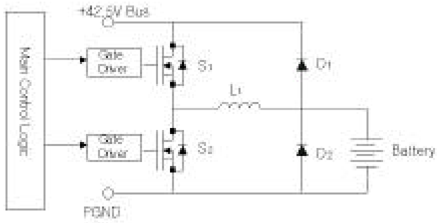


그림 4. 배터리 충·방전기 회로

만약 벅 스위치가 Enable되었다면 인덕터는 전류레벨 혹은 방향에 관계없이 연속 도통모드(CCM)가 될 것이다. 따라서 충전될 때 인덕터는 항상 연속도통모드에 있다. 벅 스위치는 BPC가 충전 동작상태가 될 때만이 동작된다. 예를 들면 충전 제한이 영이 아닌 값으로 설정된다.

2.4.2.1 배터리 충전기

■ 동작원리

배터리 충전기의 동작원리는 그림 5의 벅 컨버터와 같다. 스위치 S1이 닫혀 t1의 시간동안 도통(On)할 때, 버스 입력전압 Vi는 부하양단에 나타난다. 그리고 스위치 S1이 t2의 시간동안 차단(Off)될 때 부하양단의 전압은 0V가 된다.

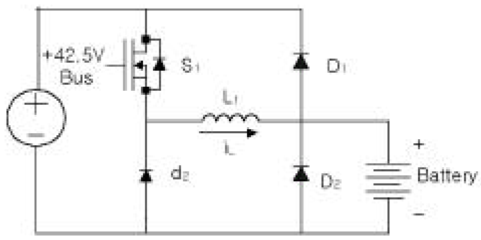
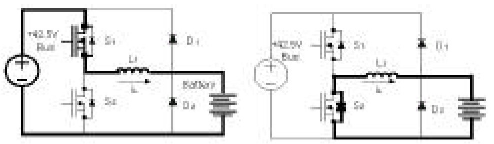


그림 5. 배터리 충전기 등가회로

■ 동작모드 해석

2005SAT의 버스전압은 42.5V DC이며 배터리 전압은 약 27V 41.6V정도이다. 따라서 낮 기간 동안 태양전지 어레이로부터 배터리 충전 시 버스전압을 강하시켜 배터리에 공급하게 된다. 컨버터의 동작원리는 먼저 스위치 S1이 닫혀 t1의 시간동안 도통(On)할 때, 버스 입력전압 Vi는 부하양단에 나타난다. 그리고 스위치 S1이 t2의 시간동안 차단(Off)될 때 부하양단의 전압은 0V가 된다.

그림 5에서 인덕터 L과 배터리의 커패시터 성분 C가 이상적으로 매우 크면 정상상태에서 인덕터 L에는 일정한 전류가 흐르고 커패시터 C의 양단에는 일정한 전압이 걸리게 된다. 그러나 실제의 경우 인덕터 전류 iL이나 커패시터 전압 V0에 리플성분이 포함된다. 배터리 충전기 모드로 이용되는 스텝다운 컨버터의 스위치 S1의 동작에 따른 등가회로를 그리면 그림 6과 같다.



(a)스위치 도통구간($0 \leq t < t_{on}$)   (b)스위치 차단구간($t_{on} \leq t < T$)

그림 6. 배터리 충전기 스위치 모드

2.4.2.2 배터리 방전기

■ 동작원리

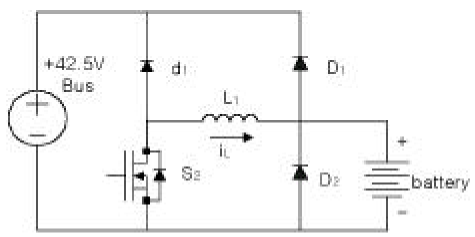
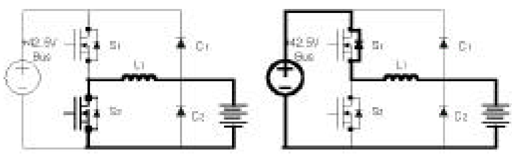


그림 7. 배터리 방전기 등가회로

배터리 방전기의 동작원리는 스텝다운 컨버터와 유사한 원리로 스위치의 도통과 차단에 의해 배터리 전압을 스텝업 시켜 버스전압에 공급한다. 그림 7은 배터리 방전기로 사용된 스텝업 컨버터이다. 스위치 S2가 닫혀 ton 시간동안 도통될 때, 인덕터 전류는 증가하며, 인덕터에 에너지가 축적된다. 그리고 스위치가 toff의 시간동안 차단될 때, 인덕터에 축적되었던 에너지는 다이오드 d1을 통해 버스에 전달되며, 이때 인덕터 전류는 감소한다.

■ 동작모드 해석

그림 7에서 인덕터 L과 커패시터 C가 이상적으로 매우 크면, 정상상태에서 인덕터 L에는 일정한 전류가 흐르고 커패시터 C 양단에는 일정한 전압이 걸리게 된다. 그러나 실제의 경우 각 소자의 값이 이상적이지 않으므로 인덕터 전류 iL 이나 출력전압 v_0에는 리플성분이 포함된다. 여기서는 인덕터 L과 커패시터 C가 이상적이지 않은 경우에 대하여 전류 iL과 전압 v_0에 대한 정상상태 해석을 한다. 스위치의 도통과 차단에 따른 컨버터의 스위치 모드는 그림 8과 같다. 스위칭 주기 T에 대하여 스위치 S2가 도통되는 동안 컨버터의 등가회로는 그림 8과 같다.



(a)스위치 온구간($0 \leq t < t_{on}$)   (b)스위치 오프구간($t_{on} \leq t < T$)

그림 8. 배터리 방전기 스위치 모드

2.4.2.3 버스제어 및 위상동기 보드

버스제어 보드는 스위칭 션트 전압조절기 및 배터리 충/방전 제어 신호를 발생시킴으로서 버스 전압을 유지한다. 이 제어보드는 그림 9에서 보여는 것처럼 버스 전압을 검출한 후 스위칭 션트 전압조절기의 스위치에 온/오프 동작을 위해 보상 신호를 제공한다. 또한 각 배터리 충/방전기에 대한 분리된 보상 신호들을 제공한다. 버스 검출 오차 증폭기에 의해 발생된 오차 전압은 -10V로부터 +10V까지로 구동되며 스위칭 션트

전압조절기를 위한 오차 보상기는 0으로부터 10V의 범위에서 동작되며, 각 스위치마다 0.4V의 차이를 갖는다. 또한 배터리 충/방전 제어를 위한 오차증폭기는 0V로부터 -10V범위에서 동작되며 스위칭 션트 전압조절기의 션트 모드동안 배터리 방전을 방지하기 위해 오프 셋 전압이 필요하다.

위상 동기 보드는 PCDU내에 있는 배터리 충/방전 제어 및 저전력 변환장치에 제어주파수를 동기화하기 위해 제공되어진다. 3개로 구성되어 있는 배터리 충/방전기 및 저전력 변환장치의 주파수 동기화에 의해 버스리플의 최소화가 가능하여진다. 만약 배터리 충/방전 제어기가 임무중 하나가 실패한다면 남아있는 동기화 펄스들은 배터리 충/방전 제어기들의 위상 분배가 동시에 이루어지도록 제어한다. 또한 에러 검출회로가 제공되어 주 보드 실패 시 잉여 보드로 자동적으로 전환될 수 있도록 제어한다.

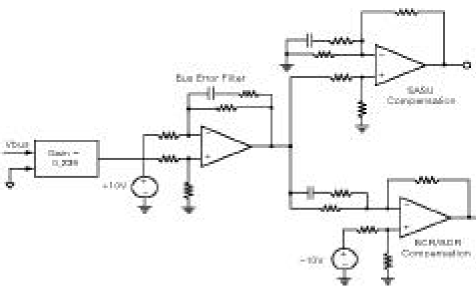


그림 9. 버스전압 검출회로

2.5 태양전지 어레이 구동장치(SAD)

SAD는 태양전지 어레이와 위성체 사이의 전기적 인터페이스를 제공하고, 태양을 추적하기 위해 태양전지 어레이를 회전시킨다. SAD는 정밀하며, 점진적, 단계적으로 변화하는 장비이며 이것은 어레이를 시계방향 혹은 반시계 방향으로 회전시킨다. 한 스텝당 1.8°의 비율을 갖는 스텝 모터는 감소기어를 통해 태양전지 어레이와 커플 되어지고, 여러 종류의 선택할 수 있는 비로 태양전지를 회전시킨다. SAD의 전력 및 신호 인터페이스는 5A 전력 인터페이스 슬립링 및 1A 신호인터페이스 슬립링으로 구성되며 각각은 여분(Redundancy)을 갖는다. 모든 SAD 명령 및 텔레메트리는 North Bus RIU내의 태양전지 어레이 구동 회로에 의해 처리된다. 그림 10에서 태양전지 구동장치의 전기 및 기계접속 전체 다이어그램을 보여주고 있다.

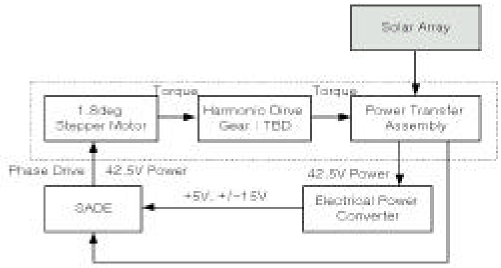


그림 10. 2005SAT SAD 블럭다이어그램

태양전지 어레이 구동장치는 어레이가 태양과의 동기를 유지하기 위해 정상모드에서 매시간 순방향으로 15°회전한다. Slew 모드에서는 정상 속도에 비해 32배 빠르게 혹은 매분 8°씩 회전한다. 태양전지 어레이 구동장치의 모터는 여분을 포함하며, 실패 혹은 조정이 요구될 때를 제외하곤 태양전지 어레이 구동장치는 자동적으로 동작하도록 설계한다. 입력전압은 버스전압인 42.5 V를 넘지 않도록 설계되어지며, 모터의 토크는 35 in-oz이하가 되도록 선정되어질 것이다.

그림 11은 태양전지 어레이 구동장치의 회로 블록다이어그램이다. 데이터 인터페이스는 RS-422이 사용되었으며 스텝 모터의 정밀제어를 위해 512 데이터 분해능을 갖도록 설계되었다. 그림 12는 태양전지 구동장치의 외부와의 기계적, 전기적 인터페이스를 보여주고 있다.

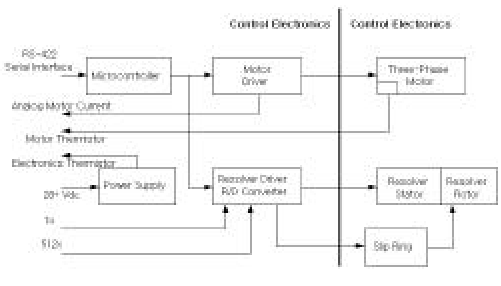


그림 11. 2005SAT SAD 구동회로 블록다이어그램

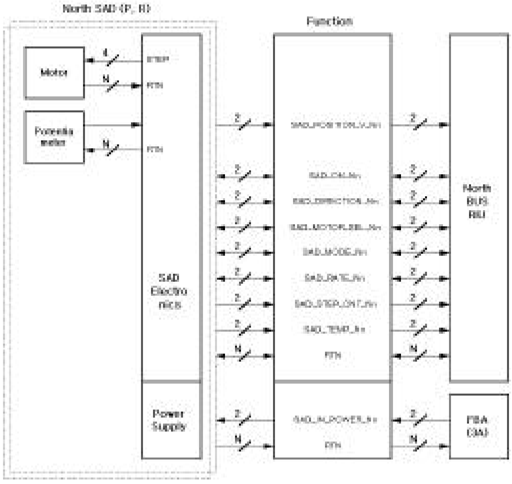


그림 12. 2005SAT SAD 인터페이스 블록 다이어그램

3. 결 론

본 연구에서는 정지궤도 통신위성 전력계 서브시스템의 특징, 구성 및 동작원리에 대한 개념설계가 수행되어졌다. 위성의 최대 부하들을 결정하는데 있어 위성 궤도 설계 수명동안 모든 지정된 동작모드에 따른 예상전력 발생량이 분석되어졌다. 이를 위해 무궁화위성 3호에 사용된 GaAs/ Ge태양전지 셀을 기준으로 한 2005SAT의 태양전지 어레이 용량 및 예상면적이 계산되어졌으며 식기간 동안 부하에 공급될 배터리 설계 및 용량이 선정되어졌다.

위성의 안정적 운영을 위해 태양전지 회로 및 배터리 용량을 고려한 2005SAT의 전력시스템 분석이 수행되어졌다. 최악조건을 고려한 분석결과에 따라 제안된 태양전지 회로에 대해 9.3% 여유 및 배터리에 대해 4%이상의 안정마진을 포함하고 있음을 확인할 수 있었다.

참고문헌

1. "Koreasat 3 Critical Design Review Data Package", Lockheed Martin.
2. European Space Agency, "Power Standard", ESA PSS-02-10 Vol. 1-2 Issue 1, 1992
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 전력상태분석", 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.