

技術論文

HAUSAT-2 위성의 전력계 개발 및 검증

김동운*, 문병영*, 장영근**

Development and Validation of HAUSAT-2 Nanosatellite EPS

Dong-Woon Kim*, Byoung-Young Moon* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

This paper addresses Electrical Power Subsystem(EPS) design and verification of HAUSAT-2 small satellite through energy balance analysis(EBA) depending on individual operation modes. GaAs solar cells are used for satellite power generation and digital peak power tracking is implemented for EPS architecture. One battery pack is consisted of 4 Li-Ion cells. Battery charge is accomplished by peak power tracker and battery charge regulator. Power conditioning assembly uses three DC-DC converters, and power distribution assembly which consists of commercial IC and MOSFET switch distributes power to subsystems and payloads. The altitude of 650km and sun-synchronous LEO with various local time ascending node(LTAN) are considered in EBA.

초 록

본 논문에서는 HAUSAT-2 전력계의 설계와 각 모드별로 에너지 평형 해석을 통한 전력계 설계의 타당성을 검증하였다. 태양전지판은 GaAs 셀을 사용하였고 디지털 방식의 최대 전력 추적기를 채택하였다. 배터리 팩은 4개의 Li-Ion 셀로 구성하였고 최대 전력 추적기와 배터리 충전 조절기로 배터리 충전 기능을 구현하였다. 전력 제어기는 DC-DC 변환기로 요구되는 전압을 출력하고 상용 IC 및 MOSFET으로 이루어진 전력 분배기 가 서비스시스템 및 탑재체에 전력을 분배시킨다. 전력생성 분석은 다양한 승교점 지방시(LTAN)를 가지는 궤도를 고려하여 수행하였으며, 이 중 HAUSAT-2의 임무 수행에 적합한 궤도를 선정하여 모드별 전력 사항을 반영하여 에너지 평형 해석(EBA)을 진행하였다.

Key Words : EPS(전력계), Li-Ion Battery(리튬-이온 배터리), Energy Balance Analysis(에너지 평형 해석), Solar Array(태양전지판)

1. 서 론

한국항공대학교 우주시스템연구실(Space System Research Lab.)에서는 1kg급의 피코위성 HAUSAT-1 (Hankuk Aviation University SATellite-1)에 이어

† 2005년 8월 18일 접수 ~ 2006년 3월 9일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail : ykchang@mail.hau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

서 국가지정연구실(NRL) 사업의 일환으로 25kg급 나노위성 HAUSAT-2를 개발하고 있다. HAUSAT-2는 동물추적시스템(ATS; Animal Tracking System)을 이용한 동물의 위치정보 제 공 및 전기 플라즈마 탐침(EPP; Electric Plasma Probe)을 이용한 우주 플라즈마 환경 측정을 주 임무로 하고 있으며, 셋트랙아이(SaTReC-i)와 공동 개발하는 별센서(Star Tracker)와 네비콤에서 개발한 우주용 GPS 수신기의 성능 검증을 부 임 무로 수행한다.

위성의 전력계 시스템은 위성의 임무수행 기간 동안 충분하고 안정적인 전력을 위성 버스 및 탑재체에 공급해야 한다[1]. HAUSAT-2의 전력계는 운용 모드별 전력 요구사항을 받아서 전력 버짓을 만족하도록 설계하였다. 특히 1차 전력원인 태양전지 셀의 경우 필요한 전력에 비해 큰 용량으로 설계가 되면 사용하지 않은 전력이 소산되어 발열문제가 발생하며, 필요 전력을 충족시키지 못하는 것 역시 위성의 운영을 어렵게 하기 때문에 정확한 에너지 평형 해석을 통해 최적의 설계를 하는 것이 중요하다. 본 논문에서는 HAUSAT-2의 설계를 진행하면서 수행한 에너지 평형 해석 및 전력계 설계 전반에 관하여 기술하였다.

II. 본 론

다음 그림 1은 HAUSAT-2 전력계의 구성을 보이고 있다.

HAUSAT-2의 전력계는 태양전지판, 최대 전력 추적기(Peak Power Tracker), 배터리 충전 조절

기(Battery Charge Regulator), 전력 제어기(Power Conditioning Assembly), 전력 분배기(Power Distribution Assembly)로 구성된다. 태양전지판은 최대 전력 추적기에 의해 최대 전력 점에서 전력을 생성한다. 이 전력은 배터리 충전 조절기를 거쳐 배터리 충전에 사용되거나 전력 제어기로 들어가서 5V, 12V 및 28V의 전압으로 변환되어 명령 및 데이터 처리계의 스위칭 신호를 받아 위성 버스 및 탑재체로 전력을 공급하게 된다. 식기에는 태양전지판에서 들어오는 전력은 차단되고 배터리 전력이 위성 버스와 탑재체로 공급된다.

1. 전력계 요구조건

다음 표 1에서 HAUSAT-2 전력계의 요구조건을, 표 2에서 HAUSAT-2의 전력 버짓을 나타내었다. HAUSAT-2의 전력 설계에 있어서 임무말(EOL; End Of Life)에 20W 이상의 전력 공급을 필요로 하며, 배터리의 경우 2년의 임무 기간을 기준으로 했을 경우, 10,730회의 충·방전을 하게 되는데 이때의 배터리 방전도(DOD; Depth Of Discharge)는 30% 이하로 설계되어야 한다.

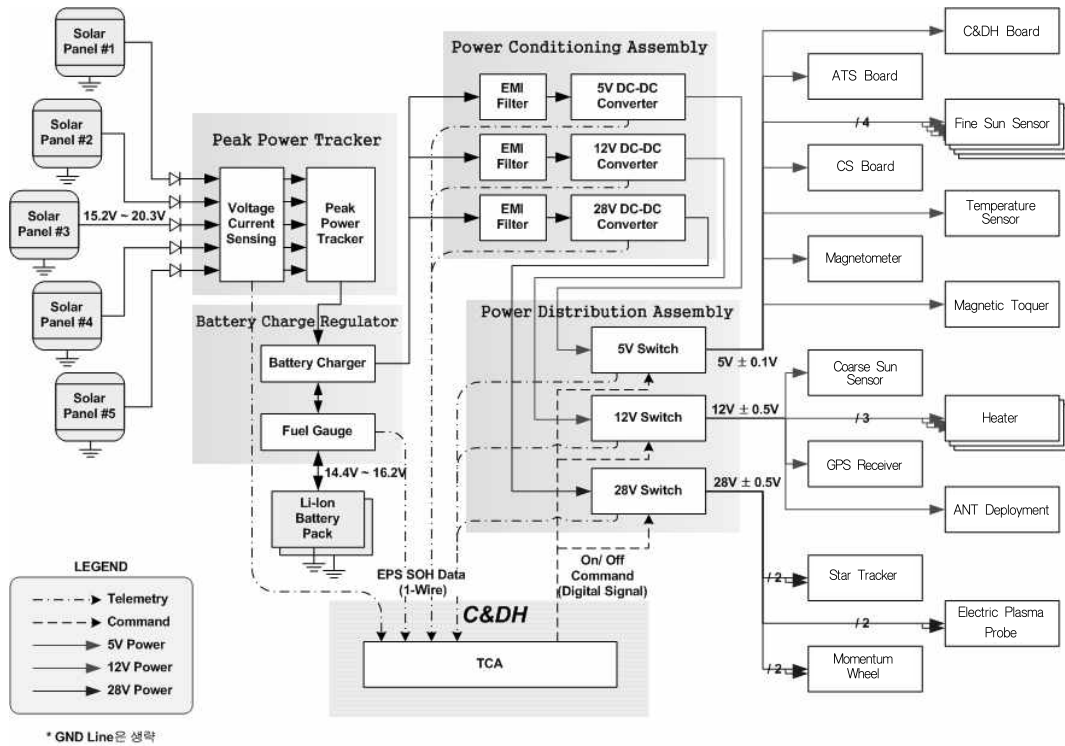


그림 1. 전력계 기능 블록도

표 1. HAUSAT-2 전력계 요구조건

항목	요구조건	
무게	3Kg 이하	
평균 생산 전력	20W 이상 @EOL	
크기	전장보드	20cm × 20cm 이하
	배터리	8cm × 6cm × 5cm 이하 [W×H×D]
	태양전지판	5EA × 30cm × 30cm 이하
운용 궤도	고도 650km 태양동기궤도 경사각 98도	

표 2. HAUSAT-2 전력 버짓

모드 서브	초기 모드	정상 모드	과학 모드	통신 모드	안전 모드
ADCS	4.33	4.18	3.33	3.33	2.33
CS	2.54	2.30	2.30	3.80	2.30
EPS	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00
TCS	1.19	1.19	1.19	1.19	1.19
C&DH	2.00	4.00	2.00	2.00	2.00
EPP	0.00	0.00	0.80	0.00	0.00
ATSR	0.00	2.00	2.00	2.00	0.00
Total	12.06	15.67	13.62	14.32	9.82

단위 : [W]

2. 전력계 설계

HAUSAT-2 전력계는 태양전지판과 배터리 및 전장품으로 구성된다. 그림 2는 위성에서 전력계 구성품의 배치도를 보여주고 있다.

HAUSAT-2 위성의 5개의 태양전지판은 지구 방향(-Z 방향) 플랫폼을 제외한 패널의 외부에 장착되고, 배터리 박스는 중간 플랫폼 상단에 실장 된다. 그리고 전력계 전장박스는 버스 전장

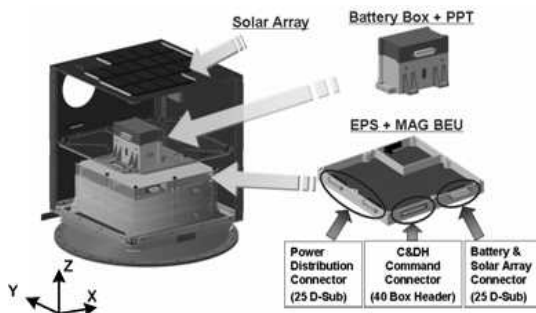


그림 2. 전력계 기계적 구성도

유닛(BEU; Bus Electronic Unit)의 최상단에 위치하고 있다.

2.1 태양전지판

태양전지판은 위성의 1차 전력원으로서 임무 기간 동안 탑재체 및 각 서브시스템에 전력을 공급하게 된다.

표 3은 현재 HAUSAT-2에 사용을 고려하고 있는 Emcore사의 ATJ (Advanced Triple Junction) GaAs 태양전지 셀의 전기적 특성을 정리한 것이다[2]. 태양전지 셀의 크기는 3cm X 4cm이며 면적은 12cm²이다.

표 3. Emcore ATJ GaAs의 전기적 특성

항 목	특성 @28℃	온도 계수
Isc	205.2 mA	144 uA/℃
Imp	194.4 mA	132 uA/℃
Vmp	2.3 V	-5.93 mV/℃
Voc	2.6 V	-5.48 mV/℃

HAUSAT-2의 태양전지판은 몸체 부착형으로 설계된다. 하나의 태양전지판은 2개 또는 3개의 스트링으로 구성되며 12개의 태양전지 셀이 하나의 스트링을 이룬다. 별센서가 있는 +Y 방향의 태양전지판에는 2개의 스트링을 부착하고 나머지 +X, -X, -Y, +Z 방향(지구반대 방향)에는 3개의 스트링을 부착하도록 설계하였다. 그림 3은 각 태양전지판의 부착 형상을 보여준다.

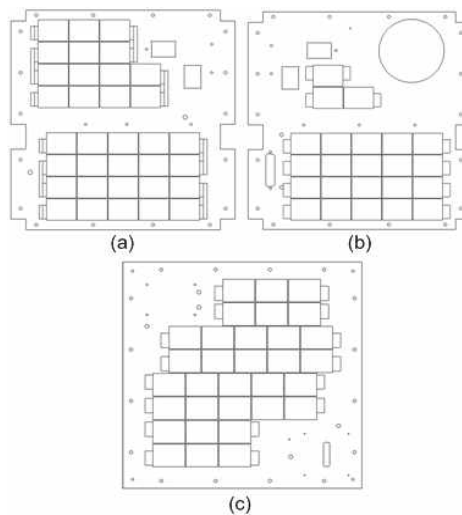


그림 3. (a) +X,-X,-Y 방향 태양전지판 형상
(b) +Y 방향 태양전지판 형상
(c) +Z 방향 태양전지판 형상

이와 같은 태양전지판 설계를 통해 생성되는 전력의 분석과 본 설계가 위성의 운용에 충분한 전력을 공급할 수 있는지의 해석은 4장의 에너지 평형 해석에서 상세히 다루었다.

2.2 최대 전력 추적기

태양전지판에서 생성되는 전력은 온도나 위성의 궤도 등에 따라서 지속적으로 변화한다. 최대 전력 추적기는 이 변동하는 전력의 최고점을 찾아서 전력을 끌어내는 기능을 한다.

5개의 몸체 부착형 태양전지판을 사용하는 HAUSAT-2에서 각 태양전지판의 온도는 위성과 태양과의 위치 관계에 따라 서로 달라진다. 그리고 태양전지의 최대 전력점은 태양전지의 온도에 따라 달라진다. 그러므로 태양전지판에서 최대한의 전력을 생성시키기 위해서는 각 태양전지판마다 별도의 최대 전력 추적기를 사용하는 것이 가장 이상적인 방법이다. 하지만 HAUSAT-2와 같은 초소형 위성의 경우 무게와 공간적인 측면에서 제약을 많이 받기 때문에 HAUSAT-2의 최대 전력 추적기는 모든 태양전지판에 대해 하나의 최대 전력 추적기를 사용하여 모든 태양전지판의 동작점을 일괄적으로 제어하도록 하였다. 이 방법은 각 태양전지판마다 최대 전력 추적기를 사용하는 방법에 비해 효율이 떨어지는 단점이 있으나, HAUSAT-2의 경우 상대적으로 높은 효율을 기대할 수 있는 디지털 방식으로 구현하여 전력 손실을 최소화 하였다. 디지털 방식의 경우, 우주 복사 환경에 취약하다는 단점에 대해서는 하드웨어 및 소프트웨어적인 보완과 잉여 시스템을 통해 신뢰도를 높여 극복할 수 있도록 하였다.

HAUSAT-2의 최대 전력 추적기는 최대 전력 추적 모드와 정전압 충전 모드의 두 가지 방식으로 운용된다. 최대 전력 추적 모드는 태양전지판의 최대 전력점을 추적하여 최대한의 전력을 생성하게 하는 것이고, 정전압 충전 모드는 배터리의 충전 전압을 최대 충전 전압으로 고정시켜 배

터리의 과충전을 방지한다. 이때, 최대 전력 추적기는 최대 전력점의 추적을 하지 않고 위성의 각 서브시스템에 공급되는 전력과 배터리 충전 전력만을 태양전지판에서 생성시킨다. 이것은 태양전지판에서 생성된 전력 중 배터리 충전과 위성 운용에 사용되지 않고 남은 잉여 전력의 발생을 방지하여 잉여 전력이 태양전지판에서 열로 소산되는 것을 막아준다.

HAUSAT-2의 최대 전력 추적기는 그림 4와 같이 태양전지판에서 생성되는 전력의 전압, 전류, 배터리 충전 전압을 측정하는 전류/전압 측정부, 전력 변환을 수행하는 DC-DC 변환기, DC-DC 변환기의 스위칭 시비율(Duty Cycle)을 제어하는 제어회로로 구성된다. 마이크로 컨트롤러는 제어회로에 포함되어 있다.

2.2.1 전류/전압 측정부

전류/전압 측정부는 전압 측정기와 전류 측정기로 구성된다. 전압 측정기는 두 개의 저항을 이용한 전압 분배기로 구현하였고, 전류 측정기는 낮은 저항치(0.1Ω)를 가지는 직렬 측정 저항과 연산 증폭기, 접합형 트랜지스터(BJT)로 구현하였다.

각 측정기의 출력 신호는 모두 아날로그 전압이므로 이 정보를 제어회로의 마이크로 컨트롤러에 전달하기 위해서는 아날로그/디지털 변환이 필요하다. 전류/전압 측정부에서 사용한 아날로그/디지털 변환기 DS2450(Maxim-ic 社)은 최대 입력 전압이 5V이므로 전압 측정기와 전류 측정기의 출력은 최대 5V를 넘지 않아야 한다. HAUSAT-2의 태양전지판의 개방 전압(Open Circuit Voltage)은 31.2V이고 단락 전류(Short Circuit Current)는 1.9A이며 배터리의 최대 충전 전압은 16.8V이다. 이를 고려하여 각 측정기의 출력 신호가 5V를 넘지 않도록 전압 측정기와

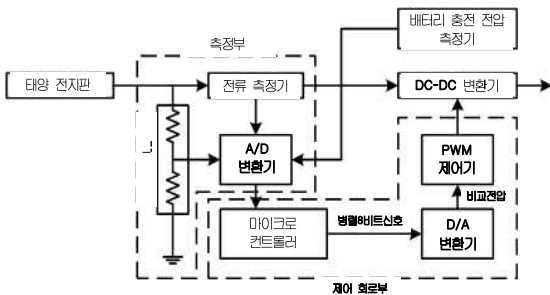


그림 4. 최대 전력 추적기 블록도

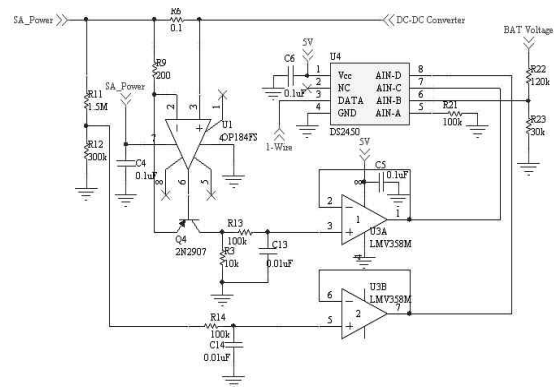


그림 5. 전류/전압 측정부 회로

전류 측정기를 구성하였다.

각 측정기의 출력 신호는 저역 필터와 버퍼를 거쳐 아날로그/디지털 변환기로 입력되며 아날로그/디지털 변환기는 각 아날로그 입력 신호를 8 bit 해상도의 디지털 신호로 변환한다. 아날로그/디지털 변환기에서 변환된 디지털 데이터는 1-Wire 직렬 통신방식으로 최대 전력 추적기의 마이크로 컨트롤러에 전달된다.

그림 5에 전류/전압 측정부의 형상을 나타내었다.

2.2.2 DC-DC 변환기

DC-DC 변환기는 최대 전력 추적기에서 실질적으로 전력을 변환하는 부분이다. 일반적인 DC-DC 변환기는 일정 범위의 입력 전력을 고정된 출력 전력으로 변환하는 것을 목적으로 하지만, 최대 전력 추적기의 DC-DC 변환기는 태양전지판과 연결된 입력 전력을 제어할 목적으로 설계되었다.

DC-DC 변환기에는 여러 가지 형태가 있지만 태양전지판의 최대 전력점 전압(21V)과 배터리팩의 전압을 고려하여 강압형인 Buck Topology를 선택하였다. Buck Topology의 DC-DC 변환기는 주 스위치 역할을 하는 MOSFET과 환류 다이오드(freewheeling diode), 출력 전압을 평활 시키는 LC 필터로 구성된다. 주 스위치 MOSFET은 P형이며 태양전지판에서 생성되는 전력의 최대 전압, 최대 전류인 31.2V, 1.9A를 견딜 수 있도록 선정하였다. DC-DC 변환기의 최대 출력 전류는 효율을 고려하지 않은 경우 2.08A로 예상되기 때문에 환류 다이오드의 허용 전류를 3A로 하였다. LC 필터의 유도기(Inductor) 용량은 100kHz의 스위칭 주파수에서 DC-DC 변환기가 연속 도통(continuous conduction)할 수 있도록 100μH로, 축전기(capacitor)는 과도 특성을 고려하여 220μF으로 각각 선정하였다. MOSFET의 구동 드라이

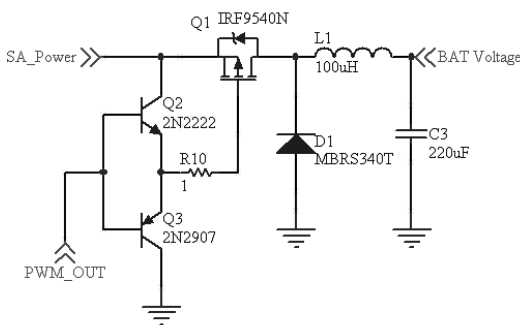


그림 6. DC-DC 변환기 형상

버는 PNP, NPN 형 BJT를 사용하여 Push-Pull 방식으로 설계하였다. 그림 6에 최대 전력 추적기의 DC-DC 변환기 형상을 나타내었다.

2.2.3 제어 회로

제어 회로는 DC-DC 변환기에 입력될 스위칭 신호를 발생시키는 펄스 폭 변조(Pulse Width Modulation, PWM) 제어기와 8051기반의 마이크로 컨트롤러, D/A 변환기로 구성된다. HAUSAT-2의 최대 전력 추적기에서는 전압 모드 PWM 제어 방식을 채택하였다. 마이크로 컨트롤러의 8bit 입출력 포트를 통해 출력되는 8bit 병렬 디지털 신호는 D/A 변환기를 거쳐 아날로그 전압으로 변환된다. 이 신호가 PWM 제어기에 입력되어 PWM 신호의 펄스폭을 제어하게 된다.

디지털 방식의 최대 전력 추적기가 우주 복사 환경에 취약하게 되는 원인은 마이크로 컨트롤러이다. 우주 복사에 의한 총 피폭량(Total Dose)이나 단일 사건 효과(Single Event Effect)등에 의한 컨트롤러의 중단을 막기 위하여 감시 장치 타이머(Watch Dog Timer, WDT)를 구성하였다. WDT는 컨트롤러로부터 출력되는 신호를 감시하며 그 신호가 1.6초 이상 상태 변화를 일으키지 않는다면 컨트롤러의 리셋(reset) 펄스를 발생시켜 마이크로 컨트롤러를 리셋 시키게 된다. 그림 7은 제어 회로부의 형상을 보여준다.

2.2.4 소프트웨어 알고리즘

최대 전력 추적기의 소프트웨어 알고리즘은 크게 초기 단계, 최대 전력 추적 모드, 정전압 충전 모드의 세 부분으로 구성된다. 초기 단계에서는 태양전지판의 전압, 전류와 배터리 충전 전압을 측정하고 최대 전력 추적 모드와 정전압 충전 모드의 분기를 결정한다. 또한 WDT 신호를 발생시켜 컨트롤러가 정상 작동하고 있다는 것을 WDT에 알린다.

전압, 전류의 측정 중에 우주 복사 환경에 의한 bit flip 현상이나 잡음으로 인한 측정 오류가 발생할 수 있는데, 이와 같은 현상은 최대 전력 추적기에 오동작을 발생 시킬 수 있기 때문에 안

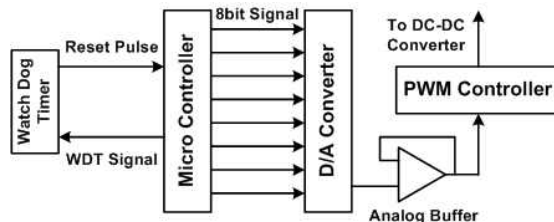


그림 7. 제어 회로부 형상

정적인 전력공급을 위해 이에 대한 대비가 필요하다. 따라서 그림 8에서 보이는 바와 같이, 초기 단계의 전류, 전압 측정 시 연속적으로 두 번 측정하여 측정된 두 값을 비교하여 그 차이를 통해 오류 발생을 판단하는 알고리즘을 구성하여, 최대 전력 추적기의 오작동에 대한 대비책을 강구하였다.

최대 전력 추적 모드와 정전압 충전 모드의 분기는 배터리의 충전 전압으로 결정된다. 배터리 충전 전압이 최대 충전 전압(16.8V)에 도달했음을 알리는 변수를 도입하고 그 값이 0인 경우 최대 전력 추적 모드로, 1인 경우 정전압 충전 모드로 운용한다.

그림 9에 따르면 태양전지판의 동작점 전압이 최대 전력점 전압보다 작을 때 전압 변화에 대한 전력 변화율($\Delta P/\Delta V$)이 양수이고 그 반대의 경우 $\Delta P/\Delta V$ 는 음수이다. 따라서 $\Delta P/\Delta V$ 의 부호에 의해 태양전지판의 현재 동작점과 최대 전력점간의 관계가 도출되고 그에 따라 DC-DC 변환기의 스위칭 시비율을 그림 9에 나타난 것과 같이 제어하여 최대 전력 점을 추적할 수 있게 하였다[3]. 그리고 $\Delta P/\Delta V$ 의 크기에 따라 스위칭 시비율의 변화량을 1 과 5 두 가지로 설정하여 태양전지판의 동작점과 최대 전력점의 차이가 큰 경우 빠르

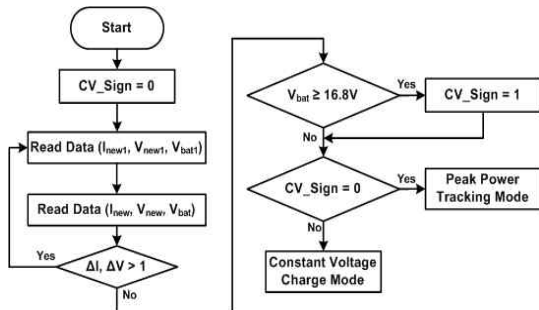


그림 8. 초기 단계 알고리즘

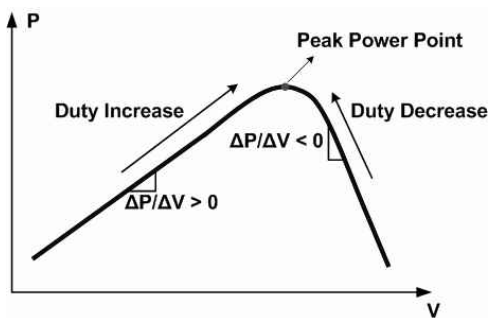


그림 9. 태양전지의 일반적인 P/V 특성

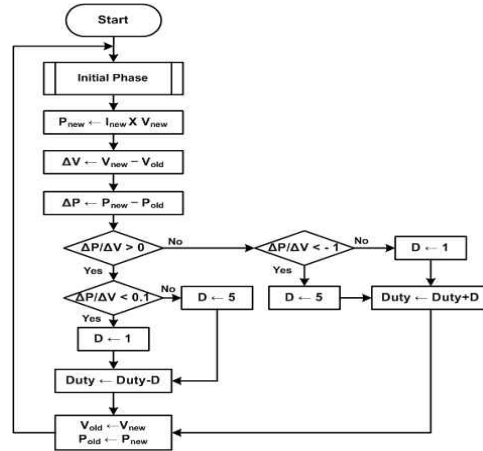


그림 10. 최대 전력 추적 모드 알고리즘

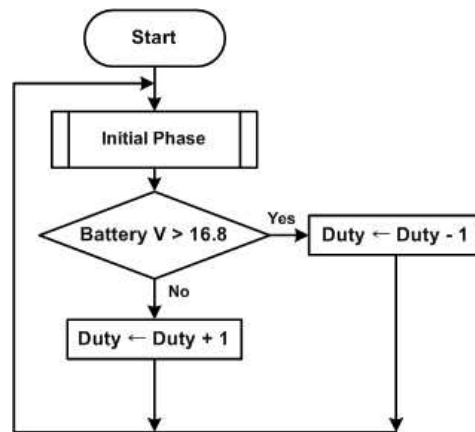


그림 11. 정전압 충전 모드 알고리즘

게 최대 전력점으로 접근할 수 있게 하였다. 이 기능은 위성이 식기간에서 일기간으로 빠져나온 초기에 최대 전력점 추적에 소요되는 시간을 단축시킬 수 있다. 그림 10은 최대 전력 추적 모드의 소프트웨어 알고리즘을 나타낸다.

정전압 충전 모드는 최대 전력 추적기의 출력 전압을 고정시킨다. 출력 전압은 배터리의 최대 충전 전압으로 설정하고 현재 출력 전압에 따라 스위칭 시비율을 제어하도록 하였다. 그림 11은 정전압 충전 모드의 알고리즘을 나타낸다.

2.3 배터리 충전 조절기

배터리 충전 조절기는 충전 전류 제한기와 배터리 상태 감시기로 구성된다. 전류 제한기는 일기간 동안 배터리의 충전 전류가 임계값 이상이 되는 것을 제한한다. 이를 통해 태양전지판에서 생성된 전력이 배터리 충전에 집중되는 것을 막

고 정전류 충전이 가능하게 한다. 배터리 상태 감시기는 배터리의 용량을 측정하고 충·방전 상태를 감시하여 과충전 및 과방전에 대한 보호를 할 수 있게 한다.

충전 전류 제한기는 그림 12와 같이 2개의 NPN형 BJT를 이용하여 설계되었다. 임계 전류량은 $0.7/R1$ (단위 : A)로 정의되며 R1 저항치를 변경함으로써 조절할 수 있다.

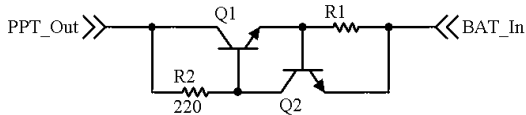


그림 12. 배터리 충전 조절기 형상

배터리 상태 감시기는 Texas Instruments사의 bq2050H를 사용하여 설계하였다. 배터리 잔량과 충·방전 상태 데이터는 8bit 디지털 데이터로 출력되며 1-Wire 직렬 통신 방식을 통해 명령 및 데이터 처리계로 전달된다.

2.4 배터리

배터리는 식기간에 태양 에너지를 얻지 못할 경우와 순간적으로 큰 전력을 소모할 경우 위성에 전력을 공급하는 기능을 한다. HAUSAT-2의 배터리의 재질은 우주에서의 사용례와 에너지 밀도를 고려하여 Li-Ion으로 선정하였다. 12V이상의 버스 전압을 위하여 4개의 셀을 직렬 연결하였고 총 2개의 팩을 구성하였다. 식기간 중 HAUSAT-2의 운용에 필요한 최소 배터리 용량은 식(1)로 표현된다[4].

$$C[Ah] = \frac{P_e \times T_e}{V_{bus} \times (DOD) \times N \times n} \quad (1)$$

여기서 P_e 는 식기간 동안의 평균 소비 전력이고, T_e 는 궤도 주기에 대한 식기간의 비, V_{bus} 는 버스 전압, DOD는 배터리 방전 깊이(Depth of Discharge), N은 배터리 팩의 개수이며 n은 배터리의 변환 효율이다. HAUSAT-2의 소비 전력과 궤도 정보, 배터리 설계 사항을 고려하여 계산한 결과 923mAh의 최소 배터리 용량이 도출되었다. 약 30%의 여유(Margin)를 적용하면 1319mAh 이상의 배터리 용량이 필요하다. 따라서 LG화학에서 생산되는 배터리 중 1850mAh의 용량을 가지는 ICP103450을 HAUSAT-2의 배터리로 선정하였다.

2.5 전력 제어기

전력 제어기는 위성의 서브시스템과 탑재체에 정류된 전력을 공급하는 기능을 한다.

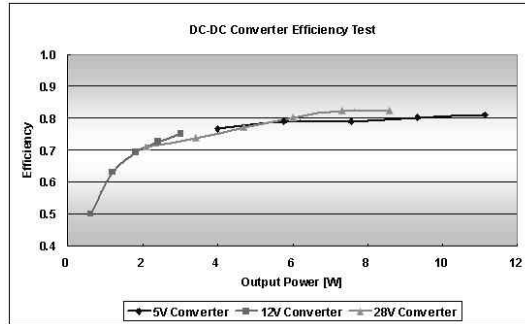


그림 13. DC-DC 변환기의 효율 곡선

HAUSAT-2에서는 5V, 12V, 28V를 각 서브시스템에서 요구받아 버스 전압을 위의 전압으로 변환을 한다. 이 때, DC-DC 변환기가 사용되는데 변환 효율과 출력 리플 전압 및 무게 등을 고려하여 Vicor사의 제품을 선택하여 설계하였다. 그리고 DC-DC 변환기에 유입되는 잡음과 발전 전류를 막기 위해 EMI 필터를 삽입하였다.

그림 13은 HAUSAT-2의 궤도 운용 시 각 DC-DC 변환기의 출력 전력에 따른 효율 곡선을 보여준다. 5V, 28V DC-DC 변환기의 경우 사용할 모든 전력 범위에서 70% 이상의 효율을 확보 하였지만 12V DC-DC 변환기는 최저 전력에서 50% 이하의 효율을 가진다.

12V DC-DC 변환기의 최저 출력 전력은 자체 제어계의 저정밀 태양 센서만을 사용하고 있을 경우이다. 이때의 출력 전력은 10mW이기 때문에 효율이 50% 이하여도 전체 시스템의 전력 사항에는 크게 문제를 발생 시키지 않을 것으로 예상된다.

2.6 전력 분배기

HAUSAT-2에서 전력 분배기는 상용 IC 칩과 MOSFET 칩을 이용하여 설계를 하였다. 5V용 스위치는 MAXIM사의 MAX890을 사용하여 설계하였고 12V와 28V 스위치는 각각 MOSFET 을 사용하여 설계하였다. 각 스위치의 on/off 명령은 0V, 5V의 두 가지 수준을 가지며 명령 및 데이터 처리계로부터 내려진다. On/off 명령은 '0', '1'의 두 가지 수준으로 각 스위치에 전달되며 5V 스위치의 경우 반전 라인 드라이버(inverting line driver)를 통해 레벨 '0'을 turn on 신호로, 12V 및 28V스위치의 경우 비반전 라인 드라이버(non-inverting line driver)를 통해 레벨 '1'을 turn on 신호로 한다.

위성의 서브시스템 및 탑재체의 전력사항에 발생할 수 있는 과전류를 방지해야할 필요가 있다.

전력 제어기의 DC-DC 변환기에 자체적인 과전류 제한 기능이 있지만 이 기능을 사용하게 되면 DC-DC 변환기의 출력 전압이 급격히 저하되기 때문에 하나의 고장으로 해당 전압을 사용하는 모든 서브시스템 또는 탑재체의 운용을 포기해야 하는 경우가 발생한다. 따라서 DC-DC 변환기의 전류 제한 기능이 작동되기 이전에 과전류 상태를 검출하고 적절한 조치를 취할 수 있는 과전류 보호회로가 필요하다. 전체적인 과전류 보호 기능은 전력계와 명령 및 데이터 처리계가 연동하여 작동된다. 전력계에는 과전류 상태를 검출하는 과전류 보호회로를 각 전력선에 설치하고 명령 및 데이터 처리계는 과전류 보호회로의 출력에 따라 과전류가 발생한 전력선의 스위치를 off 시켜 과전류를 차단한다. 과전류가 발생한 전력선만을 차단시키는 것이기 때문에 DC-DC 변환기의 출력 전압은 정상적으로 유지되며 타 서브시스템이나 탑재체에 영향을 주지 않게 된다. 전력계의 과전류 보호회로는 비교기를 사용하여 설계되었으며 0V, 5V의 두 가지 수준으로 과전류 상태를 출력한다. 이 출력 신호는 명령 및 데이터 처리계로 전달되며 그 즉시 표 4와 같은 논리로 처리되어 해당 전력선의 스위치에 off 명령을 내리게 된다.

표 4. 과전류 보호회로 동작 논리

과전류 보호회로 출력	0V	5V
스위치 On/Off 명령	Don't Care	Switch Off

2.7 전력계 상태 데이터 측정

전력계에서는 위성의 SOH(State of Health) 데이터로서 각 부분의 전류 및 전압 데이터를 측정한다. 측정 데이터는 태양전지판과 배터리의 전압 및 전류, DC-DC 변환기의 출력 전압 및 전류, 각 서브시스템의 공급 전류 등 총 32개이다.

전압 측정기는 저항을 이용한 전압 분배기로 구현하고 전류 측정기는 MAX471을 사용하여 설계하였다. 각 측정기의 출력은 아날로그 전압이므로 아날로그/디지털 변환기인 DS2450을 사용하여 8 bit 아날로그/디지털 변환을 수행하였다. 변환된 디지털 데이터는 1-Wire 인터페이스로 명령 및 데이터 처리계에 전달된다.

3. 엔지니어링 모델 개발 및 시험

3.1 엔지니어링 모델 개발

전력계 보드는 BEU의 가장 윗부분에 장착되며 자기센서 보드와 같은 박스 안에 구성되어 있다.

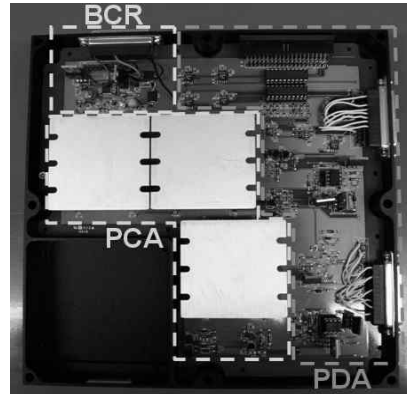


그림 14. 전력계의 엔지니어링 모델

그림 14는 전력계 보드의 엔지니어링 모델 (Engineering Model) 형상을 보여준다. 전체적으로 'ㄱ'자 형태의 보드의 윗부분에 배터리 충전 조절기가 장착되어 있고, 그 밑으로 3개의 DC-DC 컨버터를 포함한 전력 제어기와 오른쪽에는 전력 분배기가 구성되어 있다.

배터리 충전기에 연결된 커넥터는 최대 전력 추적기를 통과한 버스 전력과 배터리 전력의 입출력을 담당한다. 그리고 전력 분배기의 커넥터는 스위치의 제어 명령을 받고 전력계의 상태 데이터를 보내는 40핀 박스 헤더 커넥터와 전력 분배 및 그라운드 라인을 연결하는 2개의 25핀 디서브(D-sub) 커넥터로 이루어져 있다.

3.2 배터리 충전 시험

배터리 충전은 정전류 충전과 정전압 충전의 두 가지의 모드로 나뉜다. 정전류 충전은 충전 전압이 배터리 최대 충전 전압에 도달하기 전에 수행되며 배터리 충전 조절기에서 그 기능을 담당한다. 정전압 충전은 충전 전압을 배터리 최대 충전 전압으로 고정되는 것으로 최대 전력 추적기에서 그 기능을 담당한다.

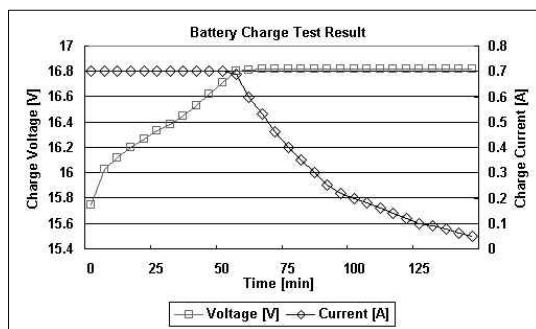


그림 15. 배터리 충전 시험 결과

그림 15는 배터리 충전 시험 결과를 나타낸 그래프이다. 최대 충전 전류는 0.7A, 최대 충전 전압은 16.8V로 설정하였다. 충전 전압이 16.8V에 도달하기 전까지 정전류 모드로 충전 전압이 증가하고, 그 이후에 정전압 모드로 충전 전류가 감소하며 완전 충전 되어 충전 성능에 이상이 없음을 확인하였다.

3.3 최대 전력 추적기 시험

최대 전력 추적기의 시험을 위하여 간단한 태양전지판 모사기를 사용하였다.[5] 이 태양전지판 모사기는 직류 전원과 직렬 저항으로 구성되며 선형적인 I-V특성을 가진다. 다음 그림 16은 태양전지판 모사기의 형상과 I-V 및 P-V 특성을 나타낸다. 그림 16에서 태양전지판 모사기의

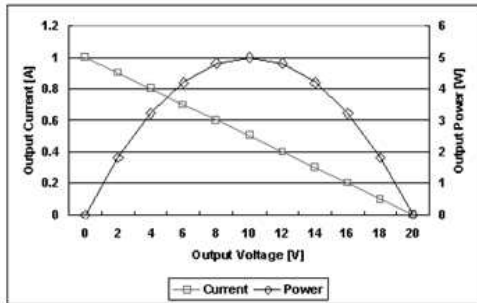
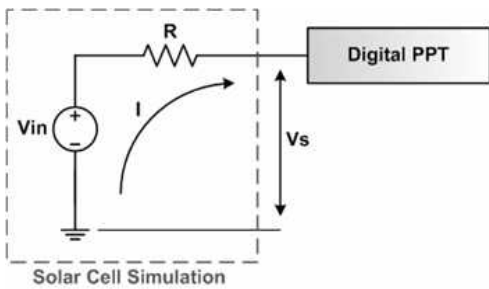


그림 16. 태양전지판 모사기의 형상 및 전기적 특성

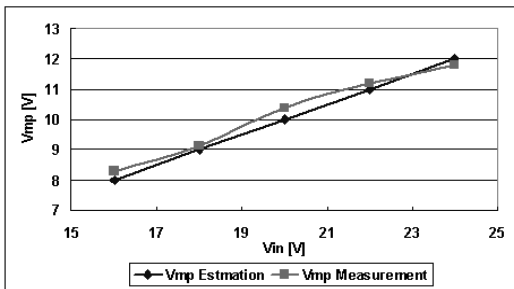


그림 17. 최대 전력 추적기 시험 결과

최대 전력점 전압은 $V_{in}/2$ 이다. 따라서 V_{in} 을 조절함에 따라 최대 전력점이 변화하게 되고 최대 전력 추적기가 변화하는 최대 전력점을 추적하는지를 확인할 수 있다.

최대 전력 추적기의 시험에서 V_{in} 은 16V~24V까지 2V 간격으로 변화시켰다. 시험 결과 최대 전력 추적기는 이론적인 최대 전력점을 1.5%~4%의 오차로 추적하고 있음을 확인하였다. 그림 17은 최대 전력 추적기의 시험 결과를 보여준다.

3.4 전력 제어기 시험

DC-DC 변환기의 성능 시험을 위해 라인/부하 변동률을 측정하였다. 라인/부하 변동률 측정은 가장 일반적인 컨버터 성능 측정 형식이다[6].

라인 변동률을 측정하기 위한 출력 전류 변동 범위는 각 DC-DC 변환기의 실제 운용상 출력 전력 변동을 기준으로 설정하였다. 부하 변동률을 측정하기 위한 입력 전압 변동 범위는 배터리의 최대 충전 전압부터 Cut off 전압까지로 설정하였다. 입력 전력은 직류 전원 공급기로, 출력 전력은 전자 부하를 사용하여 모사하였다. 그림 18, 19는 전력 제어기의 라인/부하 변동률 시험 결과를 보여준다.

3.5 전력 분배기 시험

전력 분배기의 성능을 확인하기 위하여 스위칭

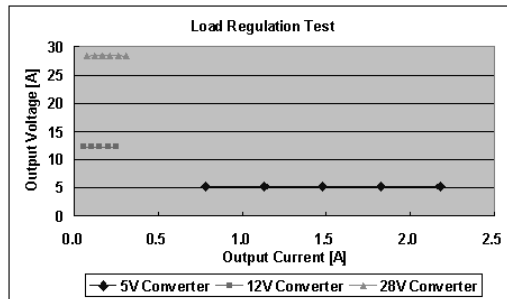


그림 18. 전력 제어기 부하 변동률 시험 결과

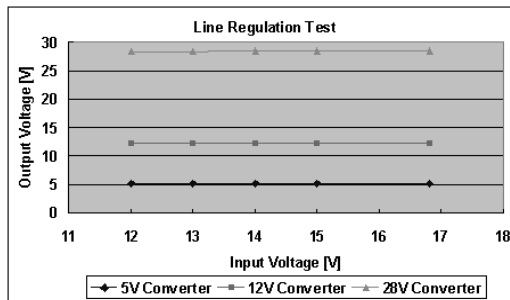


그림 19. 전력 제어기 라인 변동률 시험 결과

시험과 과전류 보호회로 시험을 수행하였다. 스위칭 시험에서는 명령 및 데이터 처리계의 명령을 받은 스위치의 출력 전압 파형을 측정하여 스위칭 상태와 Turn On 시간, Turn Off 시간을 확인한다. 스위칭 시험은 MAX890을 사용한 5V 스위치와 MOSFET을 사용한 12V, 28V 스위치에 대해 각각 수행되었다. 표 5는 스위칭 시험의 결과를 나타내며 스위치의 성능이 요구조건을 만족시키고 있음을 확인할 수 있다. 그림 20은 각 스

표 5. 스위칭 시험 결과

Item	Spec.	Performance	
		5V Switch	12V Switch
Turn On Time	20ms	5V Switch	8.1 μ s
		12V Switch	100.4 μ s
Turn Off Time	20ms	5V Switch	7.47ms
		12V Switch	431 μ s

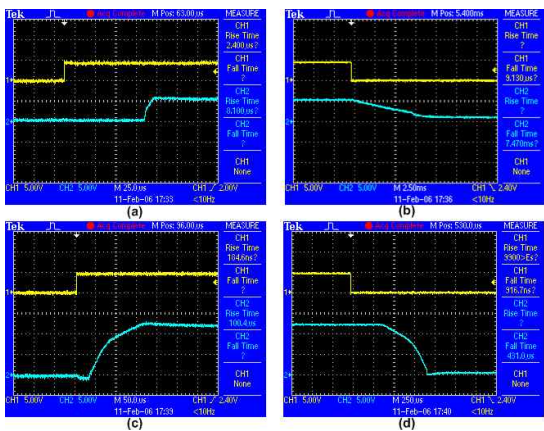


그림 20. 스위칭 시험 결과
5V 스위치 (a)Turn On (b)Turn Off
12V 스위치 (c)Turn On (d)Turn Off

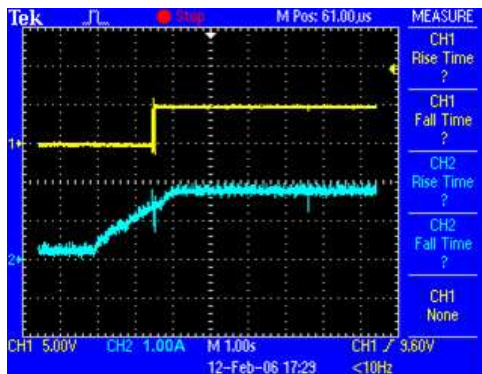


그림 21. 과전류 보호회로 시험 결과

위치의 on/off 명령과 출력 전압 파형을 보여준다. 각 그래프의 위쪽 파형은 on/off 명령이며 아래쪽 파형이 스위치의 출력 전압 파형이다.

과전류 보호회로 시험은 안테나 전개 전력선에 대하여 수행하였다. 안테나 전개에 공급되는 정격 전류는 1A이며 정격 전류의 120% 이상의 전류가 흐를 경우 과전류로 판단하고 명령 및 데이터 처리계로 과전류 상태 신호가 전달된다. 그림 21은 과전류 차단 시험의 결과로서, 공급 전류와 과전류 상태 신호의 파형을 보여준다. 위쪽의 그래프는 과전류 보호회로의 출력 전압이며 아래쪽 그래프는 안테나 전개 전력선의 전류이다. 시험 결과 1.2A 이상의 전류가 흐를 때에 과전류 보호회로에 5V가 출력됨을 확인하였다.

4. 에너지 평형 해석

에너지 평형 해석은 위성이 궤도상에서 임무를 수행하는데 충분한 전력을 생산하는지 확인하고 이를 통해 적절한 시스템 운용 계획을 세우는데 사용된다. HAUSAT-2의 EBA는 각 운용 모드에 따라 한 주기를 기준으로 수행되었다.

4.1 궤도 조건

HAUSAT-2의 예상 운용 환경으로 고도 650km, 경사각 98°의 궤도를 고려하였다. 고도와 경사각 이외의 궤도 요소는 아직 확정되지 않았기 때문에 승교점 지방시(Local Time Ascending Node, LTAN)에 따라 가능한 몇 가지 경우를 가정하였다. 그리고 MATLAB을 이용한 궤도 해석을 통해 각 궤도에 대하여 태양과 궤도면이 이루는 β 각과 태양과 위성이 이루는 η 각을 산출하였다. 그 후, β , η 각과 함께 위성체의 -Z 방향이 항상 지구를 바라보도록 하는 자세 제어 형상을 고려하여 각 태양전지판의 태양 입사각을 계산하였다. 그림 22에 궤도상에서의 위성 자세와 지구와의 관계와 함께 η 각의 정의를 나타내었다.

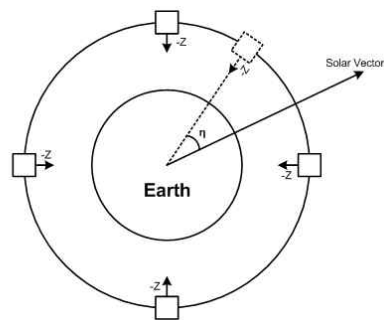


그림 22. HAUSAT-2의 자세제어 형상

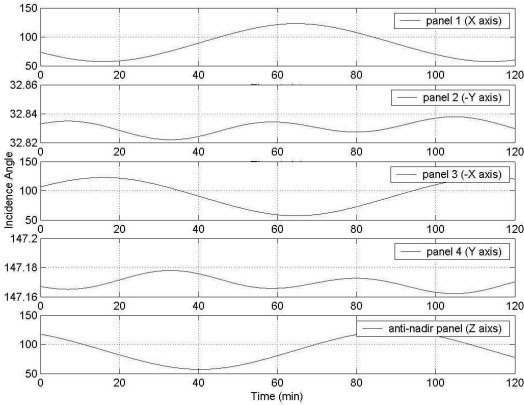


그림 23. 각 태양전지판의 태양 입사각

그림 23은 MATLAB 궤도 해석 결과로서 6개의 궤도 중 LTAN 4hr의 각 태양전지판의 태양 입사각의 추이를 나타낸다.

4.2 온도 조건

태양전지 셀은 온도에 따라 그 전력 생산 특성이 크게 달라진다. 일반적으로 온도가 올라감에 따라 전류는 소폭 상승하는데 비하여 전압은 큰 폭으로 감소하여, 전체적으로 전력은 감소하는 경향을 보인다[7].

4.1절에서 주어진 궤도에서 동지점에 대한 태양전지판의 온도를 궤도 열 해석을 통하여 산출해 내었다. 그 결과 태양전지판의 온도는 -61°C ~ +74°C의 범위를 가지는 것으로 나타났다. 그림 24에 LTAN 4hr의 태양전지판 열 해석 결과를 나타내었다. 열 해석에는 I-DEAS 9.0 소프트웨어를 사용하였고 I-DEAS의 TMG Module에서 지원되는 궤도 모사 기능을 활용하였다.

4.3 전력 생성 분석

EBA를 위한 총 전력 생성 분석은 각 태양전지판의 개별적인 생성 전력을 계산하는 것으로 시

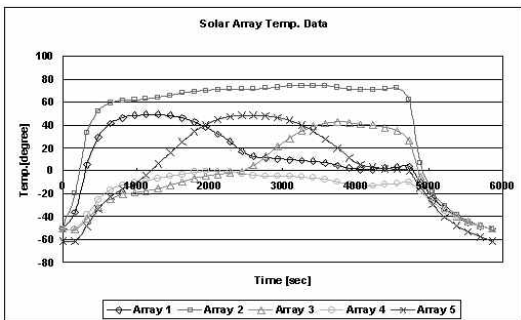


그림 24. 태양전지판 열 해석 결과

작한다. 2.1절에서 설명한 태양전지판의 설계 사항을 따르면 다음 식(2)로 온도에 따른 각 태양전지판의 생성 전력을 계산할 수 있다.

$$P_T = \left[\left(V_{mp} + \Delta V_{mp} \Delta T \right) N_{cell} \right] \times \left[\left(I_{mp} + \Delta I_{mp} \Delta T \right) N_{string} \right] \quad (2)$$

여기서 V_{mp} , I_{mp} 는 28°C에서의 최대 전력점 전압, 전류이며 ΔV_{mp} , ΔI_{mp} 는 최대 전력점의 온도 계수를 뜻한다. N_{cell} 은 태양전지판의 스트링 당 셀의 개수이며 N_{string} 은 태양전지판 당 스트링의 개수이다.

이렇게 계산된 태양전지판의 개별 생성 전력은 태양 입사각이 고려되지 않은 것이다. 따라서 궤도 해석을 통해 얻은 태양 입사각(α)을 다음 식(3)과 같이 적용시킨다.

$$P_a = P_T \cos(\alpha) \quad (3)$$

궤도 해석을 통해 얻은 태양 입사각 테이터는 0° ~ 180°의 범위를 가진다. 이 중 90°이하의 입사각은 해당 태양전지판이 태양빛을 받고 있음을 의미한다. 90°이상의 입사각은 해당 태양전지판의 뒷면으로 태양빛이 입사하고 있음을 의미하므로 태양전지판은 전력을 생성하지 못한다. 이와 같은 관계 또한 식(3)의 계산에 고려하였다.

5개 태양전지판의 총 생성 전력은 각 태양전지판에 대한 P_a 를 모두 합하여 산출할 수 있다. 그림 25에 태양전지판의 궤도별 총 생성 전력을 η 각에 따라서 나타내었다.

위와 같은 방법으로 임무 초기(BOL; Beginning of Life)에서 평균 생산 전력을 계산하였고, 임무 말기에서의 생산 전력 값을 구하기 위해 다음 식(4)의 수명 감쇄율을 구하였다[4].

$$L_d = (1 - \text{degradation}/\text{yr})^{\text{satellite life}} \quad (4)$$

여기서, $\text{degradation}/\text{yr}$ 는 연간 태양전지 셀의 감쇄 효율을 나타내는 값으로 GaAs 태양전지

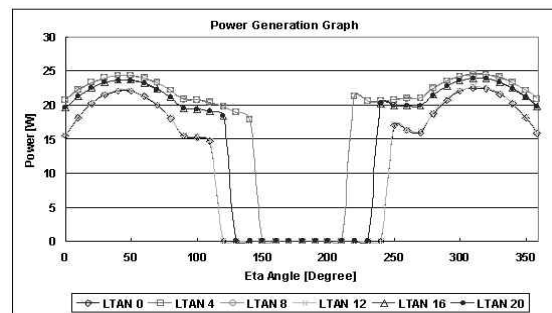


그림 25. 궤도별 전력 생성 곡선 @BOL

일 경우 2.75%이고, 위성 수명을 2년으로 가정하면 수명 감쇄율은 0.94로 계산된다. 임무 말기에서의 생산 전력은 다음 식(5)을 이용하여 계산하였다.

$$P_{EOL} = P_{BOL} \cdot L_d \quad (5)$$

다음 표 6은 각 궤도에 대한 임무 초기, 임무 말기에서의 평균 생성 전력을 나타낸다.

표 6. 궤도별 평균 생산 전력

Orbit	BOL	EOL
LTAN 0hr	19.14 W	18.10 W
LTAN 4hr	22.19 W	20.99 W
LTAN 8hr	22.16 W	20.96 W
LTAN 12hr	19.28 W	18.23 W
LTAN 16hr	21.56 W	20.39 W
LTAN 20hr	21.54 W	20.37 W

표 6의 결과에 따르면 표 1에 제시한 임무 말기에서 20W 이상의 전력 생성 요구조건을 만족시키는 궤도는 LTAN 4hr, 8hr, 16hr, 20hr의 4가지이다. 하지만 이 중 LTAN 16hr, 20hr의 경우 별센서가 있는 +Y축 방향이 직접적으로 태양 빛을 받게 된다. 별센서의 검증 임무에 있어서 가능한 한 태양을 바라보지 않는 것이 유리하기 때문에 이 두 가지 궤도는 제외하기로 하였다. 따라서 가능한 궤도는 LTAN 4hr ~ 8hr의 궤도이며 에너지 평형 해석에서는 그 중 비교적 최악 조건인 LTAN 4hr의 궤도를 기준으로 수행하였다.

4.4. 운용 모드별 전력 사항 분석

4.3절에서 산출한 생성 전력과 위성의 소비 전력을 비교하여 전 운용 모드에 걸쳐서 HAUSAT-2의 전력 요구사항이 만족되는지를 분석하였다. 여기에서 사용한 생성 전력은 LTNA 4hr 궤도의 임무 초기 생성 전력 곡선에 식(4)의 감쇄율을 적용한 임무 말기 생성 전력을 기준으로 하였다. 그리고 각 모드별 소비 전력은 표 2의 HAUSAT-2 전력 버짓을 따랐다. DOD 계산시 배터리의 에너지량은 2.4절에서 설명한 배터리 설계에 따라 54.76Wh로 설정하였다. 일기간은 궤도 해석 결과에 따라 77분까지, 식기간은 77분부터 97분까지로 설정하였다. 그림 26은 운용 모드별 전력 사항 분석 결과를 나타낸다.

각 모드별 전력 사항 분석 결과 전 모드에 걸쳐서 전력 성능 요구사항이 만족되고 있음을 알 수 있다. 배터리 DOD는 정상 모드에서 최고 12.5%일 것으로 분석되어 30%이하의 전력계 요구조건을 만족시키고 있음을 확인할 수 있다.

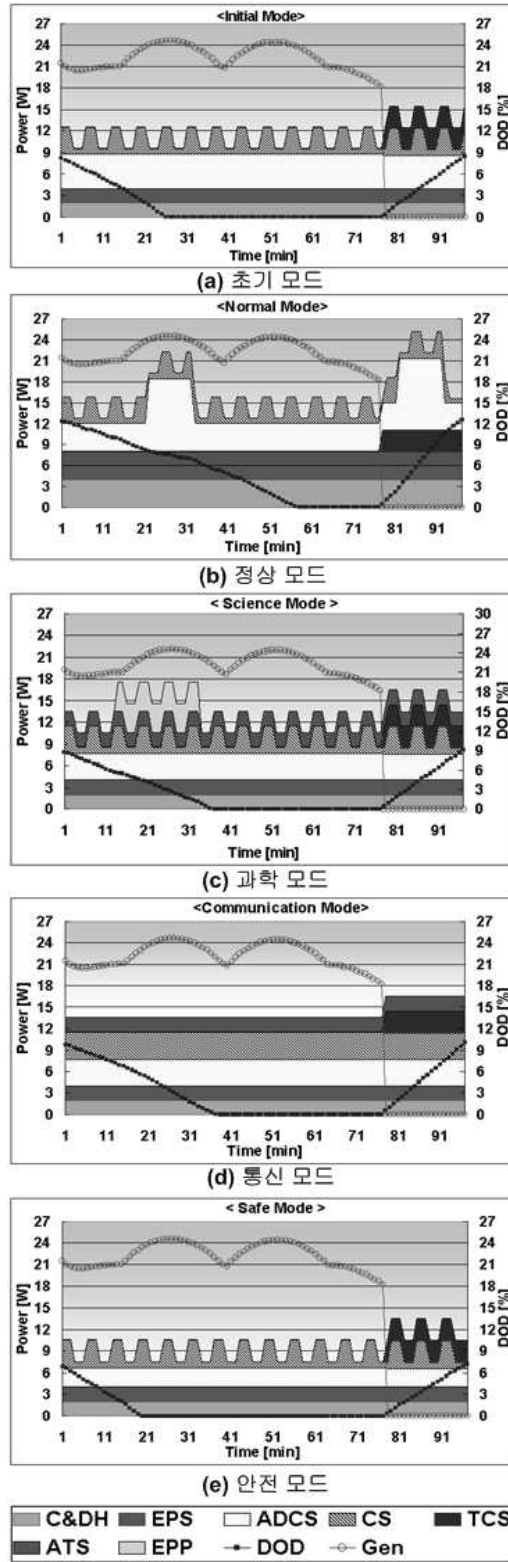


그림 26. 운용 모드별 EBA 결과

또한, 항상 한 주기 내에 배터리의 완전 충전이 가능할 것으로 확인되었다. 다음 표 7에 각 모드별 최고 배터리 DOD와 평균 소비 전력 (일 기간 중 배터리 충전 전력 포함) 및 전력 마진을 정리하였다.

표 7. 모드별 전력 사항

항목 모드	Max. DOD [%]	평균 소비 전력 [W]	전력 마진[W]
초기모드	8.52	14.31	6.68 (32%)
정상모드	12.55	20.02	0.97 (4.6%)
과학모드	9.03	16.09	4.9 (23%)
통신모드	10.04	17.32	3.67 (17%)
안전모드	7.21	11.85	9.14 (43%)

III. 결 론

본 연구에서는 HAUSAT-2의 전력계의 설계 및 개발이 수행되었고 시스템 설계 이후에 버스 전압과 태양전지 셀 및 배터리 용량을 전력계의 요구조건에 맞게 수정하였다. 그리고 각 서브 어셈블리를 제작하고 개별 테스트를 수행하여 성능에 이상이 없음을 확인하였다. 또한, 에너지 평형 해석을 통해 각 운용 모드에서 전력계 용량이 전 모드에 걸쳐서 과도하게 초과되거나 모자라지 않음을 확인하였다.

현재 HAUSAT-2의 전력계는 최대 전력 추적기와 배터리 충전기, 전력 제어기 및 전력 분배기의 설계를 마치고, 시스템 수준의 ETB (Electrical Test Bed) 시험을 모두 마쳐 전력계의 성능을 검증하였다. 현재 HAUSAT-2의 개발 일정에 맞추어

준 비행 모델(Proto-Flight Model) 및 비행 모델 (Flight Model) 전력계 보드를 제작 중에 있다.

후 기

본 연구개발은 과학기술부의 국가지정연구실 (National Research Lab.) 사업지원에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 장성수, 장진백, 이상곤, 심은섭, "다목적 실용위성 2호의 전력용량설계", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2001.
- 2) "Advanced Triple-Junction (ATJ) High Efficiency Solar Cell for Space Applications Data sheet", Emcore, 2004, 3.
- 3) Pallab Midya, Philip T. Krein Robert J. Turnbull Robert Reppa Jonathan Kimball, "Dynamic Maximum Power Point Tracker for Photovoltaic Applications", Power Electronics Specialists Conference, Vol. 2, 1996, pp. 1710~1716.
- 4) Wiley J. Larson and James R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", 3rd Ed., Microcosm Inc. 1999, pp. 411~427.
- 5) Eric Anderson, Chris Dohan, Aaron Sikora, "Solar Panel Peak Power Tracking System", Worcester Polytechnic Institute, 2003, 12, pp. 28~30.
- 6) 김희준, "스위치 모드 파워 서플라이", 성안당, 2005, pp. 101~138.
- 7) H. S. Rauschenbach, "Solar Cell Array Design Handbook", Van Nostrand Reinhold Company, 1980, pp. 173~184.