

技術論文

운용모드에 따른 과학기술위성2호의 전력 수요예측 분석

신구환*, 남명용*, 임종태*

Power Budget Analysis for STSAT-2 According to the Operation Mode

Goo-Hwan Shin*, Myeong-Ryong Nam* and Jong-Tae Lim*

ABSTRACT

STSAT-2 will be launched on December 2007 by the first Korean launch vehicle KSLV-1, and its one of the main instruments is DREAM (Dual Channel Radio Frequency and Environment Atmosphere Monitoring) which detects a signal for atmosphere from the Earth by using micro-wave signal. The STSAT-2 has many units for technology demonstration such as FDSS (Fine Digital Sun Sensor) and DHST (Dual Head Star Tracker) including PPT (Pulsed Plasma Thruster) for attitude control and momentum dumping in the space. In this paper, the power budget analysis for STSAT-2 will be studied and provided for supporting the whole mission life time during the mission of its spacecraft.

초 록

과학기술위성2호는 2007년 12월에 발사될 예정이다. 이 위성의 주관측기는 DREAM으로서, 주요 임무는 지구 또는 대기로부터 발생하는 복사에너지를 라디오파 대역에서 관측하는 것이다. 이 외 과학기술위성2호는 과학기술 실험용기기로서 정밀디지털 태양센서, 2중헤드 별센서 등이 탑재되며, 과학기술위성2호의 자세제어 및 모멘텀 덤핑용 과학기술 실험용 탑재체로서 펄스형 플라즈마 추력기가 실린다. 본 논문에서는 관측기기 및 과학기술 실험용 탑재체 등의 운용모드를 고려한 과학기술위성2호의 운용모드에 따른 전력의 수요 예측에 대하여 연구하였고, 임무를 수행하는 동안 안정적인 전력을 공급하기 위한 필요전력에 대하여 분석하였다.

Key Words : STSAT-2(과학기술위성2호), Power Budget Analysis(전력 수요예측 분석), DREAM(Dual Channel Radio Frequency and Environment Atmosphere Monitoring)

1. 서 론

과학기술위성2호의 궤도환경은 근지점 궤도가 300Km, 원지점 궤도가 1500Km인 타원궤도환경

에서 운용될 예정이다. 위성의 궤도경사각 (Inclination)은 약 55° 에서 80° 정도이다. 그리고, 한 궤도를 회전 (Orbit Period)하는데 약 102분 정도 소요된다. 이때, 궤도해석결과[4]에 의하면 Eclipse 구간은 약 37% 정도를 차지하며 약 37분 정도가 된다. 이와 같은 타원궤도환경 조건에서 과학기술위성2호의 임무수행동안 안정적인 전원공급을 위해서 고려하여야 할 요소는, 태양 전지판의 크기, Eclipse 구간에서 전력을 공급할

† 2004년 12월 7일 접수 ~ 2005년 1월 14일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 인공위성연구센터
연락처, E-mail : goohshin@hanmail.net
대전시 유성구 구성동 373-1

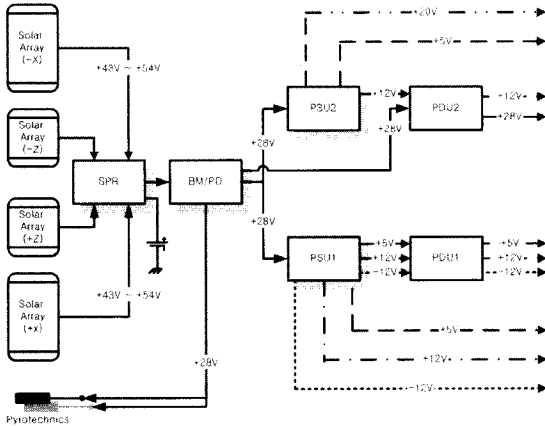


그림 1. 전력부 구성도 [6]

배터리 용량 등이다. 태양전지판으로부터 생성된 전력은 태양전력정류기 (SPR : Solar Power Regulator) 및 배터리검류기 (BM : Battery Monitor)를 거쳐 Sunlight 구간동안 버스 및 관측기에 전력을 공급하고, 여분의 전력은 배터리에 전기량으로 에너지가 저장된다. 그리고, Eclipse 구간동안에는 배터리에 저장된 전력이 전력공급장치 (PSU : Power Supply Unit)와 전력분배장치(PDU : Power Distribution Unit)를 통하여 버스와 관측기에 전력이 공급되면서 과학기술위성2호의 임무를 수행하게 된다.

위 그림 1에서 태양전력정류기 (SPR : Solar Power Regulator)는 태양전지판에서 들어오는 전력을 정류하여 위성의 주 버스 전력(+28V)을 생성하며 동시에 배터리의 충전과 방전을 제어한다. 태양전력정류기에 적용된 Core는 Philips사에서 제작한 RM14 형식의 주파수 특성을 고려한 3F3 형식을 채용하였으며, 재질은 N41이다. Switching 방식은 Buck Type이며 약 95% 정도의 출력 효율로서 전력을 생성한다. 과학기술위성2호의 Power Supply Unit은 두 가지 형태가 있다. 그림 1에서 PSU1은 전력소모가 적은 Unit들에 전력을 공급하며 공급되는 전력은 +5V, +12V 그리고 -12V 이다. 주로 전력소모가 많은 Unit은 PSU2에 연결되며 공급하는 전력은 +12V 그리고 +20V이다. 이 전력들은 Reaction Wheel Assembly (RWA)과 X-Band Transmitter에 전력을 공급한다. PSU1 그리고 PSU2 각각의 효율은 약 81%의 출력을 내며 적용된 DC-DC Converter는 Interpoint사와 Vicor사의 제품을 사용하였다. 그리고, Power Distribution Unit (PDU)는 PSU1 및 PSU2로부터 받은 전력을 Switching 하는 역할을 담당하며 FET 및 BJT로

구성되어있다. STSAT-2에는 두개의 Deployable Solar Panel이 있으며 이는 Battery Monitor/Pyro Driver (BM/PD)가 담당한다. 태양전지판을 전개하기 위하여 순간 전류가 약 5A 정도 필요하며 배터리의 저장된 전기에너지를 BM/PD를 통하여 전개장치에 전류를 공급해준다. 본 논문에서는 전력공급에 필요한 각각의 장치에 대한 기능과 사양을 제외한 과학기술위성2호의 운용모드[2]에 따른 전력을 분석하였고, 안정적인 전력 생산을 위한 태양전지판의 크기 및 Eclipse 구간에 필요한 전력을 공급하기 위한 배터리의 용량을 계산하였으며, 운용모드에 따른 에너지 밸런스를 통하여 배터리의 Depth of Discharge (DOD)를 분석하였다.

II. 전력분석

2.1 운용모드

과학기술위성2호의 운용모드는 크게 두가지로 나누어 기술하였다. 첫째는, 발사 직후 위성의 궤도정보 획득, 초기교신, 태양전지판전개 등의 모드로 설정하였고, 둘째는 초기접촉에서 정상적인 교신이 이루어진 다음 정상운용모드로의 전환이다. 다음 표 1은 과학기술위성2호의 운용모드를 정리한 표이다.

표 1. 과학기술위성 2호 운용모드

구분	운용 시나리오
초기모드	발사, 초기교신, 자세제어유닛 동작, 태양전지판 전개
정상모드	정상교신, 임무수행, 데이터 다운
우발모드	안전모드 전환

위의 표 1로부터 우발모드에서의 운용 시나리오인 Power Saving Mode, Spinning Mode 그리고 Power Shut Down Mode로 구분되어진다. Power Saving Mode에서는 태양으로부터 입력되는 전력을 최대로 하기 위하여 3축 자세제어모드로 전환된다. Spinning Mode에서는 RWA를 Off시키고 회전모드로 전환시키며, Power Shut Down Mode에서는 모든 Subsystem에 전력공급이 중단되도록 알고리즘을 구성하였다.

2.2 일일 운용계획

과학기술위성2호의 일일운용계획은 궤도환경에 따라 하루에 지구궤도를 14번 회전하며, 14번

회전에 따른 운용모드를 다음 표 2와 같이 구분하였다. 그러나, 과학기술위성2호가 한반도 상공을 지나갈 때 하루에 총 14번 중에서 교신이 가능한 횟수는 약 4번 정도이다. 그리고 이 14가지를 정리하면 총 7가지 운용 시나리오로 압축할 수 있다.

표 2. 과학기술위성2호 일일운용계획 [2]

ON	1	2	3	4	5
SL	PL1	PL1	PL1	PL3	PL3
EC	PL3	PL3	PL3	GS1	GS2

ON	6	7	8	9	10
SL	GS1	PL1	PL1	PL3	PL2
EC	PL3	PL3	PL3	GS1	

ON	11	12	13	14
SL	PL2	PL1	PL1	PL4
EC		PL3	PL3	

여기서, 위의 표 2로부터 각각에 대한 약어는 다음과 같이 정리하였다.

- ON : Orbit Number
- SL/EC : Sunlight/Eclipse
- PL1 : Earth Observation
- PL2 : DREAM Data Down Load
- PL3 : SLR Observation
- PL4 : PPT Experimentation
- GS1 : Ground Station Contact (15 min)
- GS2 : Ground Station Contact (25 min)

위의 표 2로부터 교신 가능한 모드는 GS1과 GS2 모드이다.

2.3 유닛별 예상 소모전력

과학기술위성2호에는 크게 본체와 관측기기로 분류가 된다. 본체는 전력부, 자세제어부, 명령부, 통신부로 나누어지며, 관측기기는 DREAM, SLR로 나누어진다. 다음 표 3은 각 유닛별 소모되는 평균소모전력을 조사하여 DC-DC Converter의 효율 80%를 고려한 위성 전체에 소모되는 궤도 평균전력을 조사한 내용이다. 유닛별 소비전력에 대한 사용빈도수(Duty Ratio)는 EPS는 100%를 반영하였고, 나머지 유닛은 운용시나리오에 따라 15%에서 100%까지 반영하였다. 이 수치는 운용시나리오에 따라 한정된 전력자원을 효율적으로 활용하기 위하여 사용빈도수를 적용하였다.

표 3. 유닛별 예상 소모전력 [1]

구 분	Post Launch		G/S Contact	
	SL	EC	SL	EC
EPS	12.76	12.76	12.76	12.76
ACS	38.54	30.76	43.01	33.56
CDS	12.04	12.04	18.29	18.29
CMS	13.86	13.86	13.86	2.61
DREAM	5.50	5.50	5.50	5.50

구 분	Mission (DREAM)		Mission(PDTx)	
	SL	EC	SL	EC
EPS	12.76	12.76	12.76	12.76
ACS	43.01	33.56	43.01	33.56
CDS	18.29	18.29	18.29	18.29
CMS	13.86	2.61	18.30	2.61
DREAM	19.80	5.50	5.50	5.50

여기서, 위의 표 3에 적용한 각 유닛별 약어는 다음과 같다.

- EPS : Electrical Power Subsystem
- ACS : Attitude Control Subsystem
- CDS : Command and Data Subsystem
- CMS : Communication Subsystem

2.4 에너지 밸런스

2.3장에서 조사 및 분석된 각 유닛별 평균 소모전력과 사용빈도수(Duty Ratio)를 바탕으로 과학기술위성2호가 정상적인 임무수행을 위해서 필요로 하는 최소한의 배터리용량은 다음과 같이 계산하였다. 태양전지판으로 입력된 전기에너지는 SPR에서 정류가 이루어지며 SPR의 효율이 최소 95%로 가정할 경우 총 소비되는 전기에너지는 82.26W 이다.

그리고 Eclipse 구간은 약 0.64Hr이며 다음과 같이 Eclipse 구간에서 요구하는 전력을 공급하기 위하여 요구되어지는 전기에너지는 52.25Whr 이다. 운용모드에 따른 배터리 DOD는 21%정도가 나오며 10%의 여유를 가정할 경우 필요로 하는 배터리용량은 약 5.87Ahr이다. 배터리의 DOD (Depth of Discharge)에 따라 요구되어지는 배터리 용량에는 많은 차이를 보여준다. 즉, 배터리 DOD를 25%로 놓고 위성운용시 요구되는 배터리 용량을 계산할 경우 약 6.91Ahr의 용량이 필요하다. 또한, 표 4로부터 계산된 배터리의 DOD는 약 30%로 계산되었다. DREAM의 운용모드는 Sunlight 구간에서 운용되므로 낮 구간 동안 태양으로부터 생성되는 전력으로 관측기기

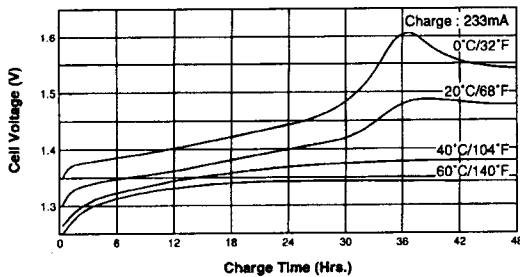
표 4. 배터리 용량

Items	Unit	Value
Maximum Power Consumption in Eclipse	W	82.26
Maximum Eclipse Duration	hr	0.64
Required Battery Energy for Eclipse	Whr	52.25
Battery DOD	%	0.3
Average Battery Voltage	V	30.00
Battery Watt-Hour Capacity	Whr	208.99
Battery Ampere-Hour Capacity	Ahr	5.87

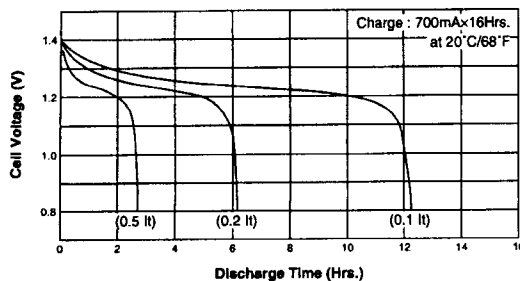
를 운용하며 여분의 전력이 배터리에 전기에너지로 저장된다. 그리고, 1 궤도당 배터리의 만충전 모드로 전환하여 배터리의 전압과 에너지량을 최대의 조건으로 운용할 예정이다. 또한, 에너지 밸런스 분석에 적용한 우주환경조건은 다음과 같이 정의하였다.

- 온도 범위 : $-60^{\circ}C \sim +90^{\circ}C$
- 방사능효과 : $1 \times 10^{13} e/cm^2$

표 4로부터 Mission Life Time 2년을 보장하기 위한 운용에 필요한 배터리의 용량을 계산하



(a) 온도에 따른 배터리 충전곡선



(b) 온도에 따른 배터리 방전곡선

그림 2. 배터리 충·방전 곡선 [5]

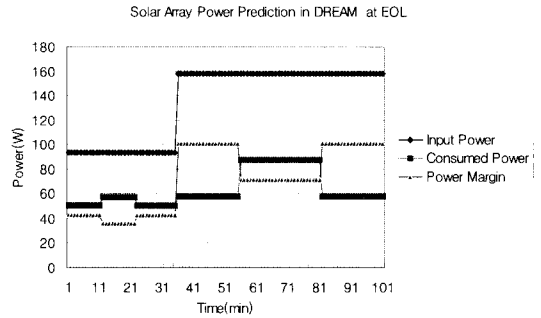


그림 3. 관측기기 운용모드의 전력예측곡선

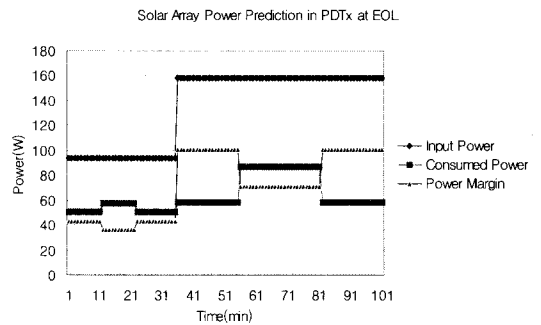


그림 4. 데이터 다운모드의 전력예측곡선

였으며, 과학기술위성2호에 적용되는 배터리의 형태는 NiCd를 사용하였으며 Cell의 갯수는 총 24개이며 직렬구조로 되어있다. 과학기술위성2호에 적용되는 배터리 사양은 그림 2 및 다음과 같이 기술하였다.

- 배터리 타입 : NiCd
- 배터리 용량 : 7Ahr
- 정격출력전압 : 28.8VDC
- 최대방전전류 : 58A (연속방전)
- 동작온도범위 : $-21^{\circ}C \sim +60^{\circ}C$

그림 3은 지상국과 교신시 운용시나리오에 따른 관측기기 운용시 생성되는 전력과 소비되는 전력과의 관계를 나타낸다.

그림 4는 관측기기로부터 수집된 데이터를 지상국 명령에 의하여 다운로드시 소비되는 전력과 생성되는 전력과의 관계를 표시하고 있다. 데이터 다운시 X-Band 대역의 주파수를 이용하며 이때 소모되는 순간전력이 약 50W 정도이다.

2.5 태양전지판 면적계산

과학기술위성2호에 적용될 Solar Cell의 특성과 String 구조는 각각 다음과 같으며, Unit Cell

이 발생하는 전력은 다음 식(1)과 같이 계산한다.

[STSAT-2 Cell 특성]

- Cell Technology : GaInP2/GaAs/Ge
- Cell Size : 40.3mm × 30.6mm
- Cell Thickness : 175um
- Cell Power : 330mW @EOL
- Cell Interspacing : 1mm
- Cell Efficiency : 25%

[STSAT-2 Cell String 구조]

- Cells Per String : 25 Cells
- Total String : 20 Strings

그리고, Cell의 온도에 따른 계수는 다음과 같은 특성을 나타낸다.

[Cell의 온도계수]

Temperature Coefficients	
$\frac{dV_{oc}}{dT}$	- 6.4 ~ -7.2mV/°C
$\frac{dI_{sc}}{dT}$	0.0117 ~ 0.014mA/°C/cm ²

$$P_{st}(T) = I_{m_p}(T) \times V_{m_p}(T) \times \cos(\alpha) \quad (1)$$

여기서, $P_{st}(T)$ 는 태양지향시의 최대전력
 α 는 태양과 태양전지판의 각도
 T 는 태양전지판의 온도에 따른 계수를 나타낸다.

지구지향시 태양전지판으로부터 발생하는 Unit Cell의 순간 최대전력은 다음 식(2)와 같이 계산한다.

$$P_{et}(W) = P_{st} \times \cos(\beta) \quad (2)$$

여기서, $P_{et}(T)$ 는 지구지향시의 최대전력
 β 는 위성의 위도를 나타낸다.

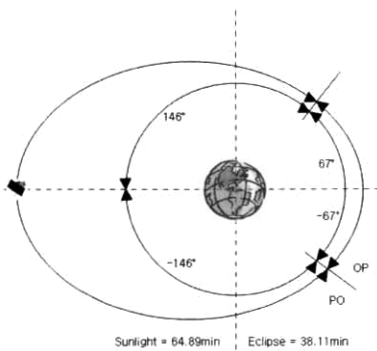


그림 5. 과학기술위성 위도

따라서, 그림 5와 같이 위도 β 에 따른 태양전지판에서 발생하는 전기에너지와 각 Subsystem에서 소비하는 전력량과 과학기술위성2호 운용모드의 사용빈도수 (Duty Ratio)에 따른 필요한 전력을 공급하여 주기위한 태양전지판의 필요면적은 궤도 평균소비전력을 고려하여 계산하였으며, 이밖에 Cell의 온도계수와 EOL에서의 필요한 전력을 고려하여 표 5와 같이 계산하였다.

따라서, 배터리의 충전되는 전기에너지량과 위성의 부하로부터 소모되는 전력을 고려하면 다음 표 5로부터 알 수 있듯이 운용모드 PL3에서 가장 많은 전력이 소모되며 이를 충당하기 위한 태양전지판의 크기는 7293cm²임을 알 수 있고, 2년 운용기간동안 안정적인 전력을 공급하기 위한 소요면적은 7300cm²이다.

표 5. 태양전지판 면적

구 분	요구전력(W)	태양전지판 면적 (cm ²)
PL	132.21	6130
GS	142.11	6589
PL1	130.30	6041
PL2	143.49	6653
PL3	157.28	7293
PL4	146.78	6806

다음 표 6은 각 셀의 온도계수와 String 구조를 고려한 BOL 및 EOL 때의 태양전지판으로부터 생성되는 전력량을 나타낸다.

표 6. 온도에 따른 전력생산

온 도	Power @BOL	Power @EOL
25°C	190.6	181.2
90°C	165.2	157.1

III. 결 론

우주환경에서 사용하는 배터리는 보통 DOD가 10% 내지 30% 정도이다. 이유는, 지상에서와 같이 배터리가 충분히 방전된 다음 충전하는 것이 아니고 Sunlight 구간과 Eclipse 구간을 주기적으로 반복하기 때문에 DOD가 더 이상 올라가지 않는다. 본 논문에서 과학기술위성2호의 임무를 충실히 수행하기 위한 전력 수요예측분석을 수행하였고 본 연구를 통하여 태양전지판의 면적과 배터리의 용량을 산출하였다. 본 연구의 결과에 따르면 과학기술위성2호의 배터리 DOD는 약

23%를 나타내고 있음을 알 수 있다. 따라서, 과학기술위성2호의 Life Time 2년동안에는 충분한 여유를 갖고 위성을 운용할 수 있으며, 태양전지판의 면적은 표 5에서 알 수 있듯이 전력소모가 가장 많은 DREAM 운용모드에서 산출하였다. 결론적으로, 2.4장에서 과학기술위성2호에 적용할 Solar Cell의 정보를 반영하여 소요되는 Solar Cell의 수량은 총 475개가 필요함을 알 수 있다. 그리고, 과학기술위성2호는 발사 때 Random Spin Mode를 대비하여 지구방향으로 25개의 셀을 탑재하여 약 12W의 전력을 생성하도록 설계하였고, 배터리 타입은 NiCd이며 용량은 7Ahr를 설계에 반영하였다.

후 기

본 연구논문은 과학기술부 과학기술위성2호

개발사업의 예산지원을 받아 작성되었습니다.

참고문헌

- 1) 신구환, "S2-EP-INM-2003-002 : Power Budget Analysis를 위한 각 Unit별 세부 전력소모량 조사", 2003.
- 2) 김경희, "S2-SE-TEM-2003-016 : STSAT-2 운용시나리오", 2003.
- 3) 남명용, "STSAT2-110-OP-001 : STSAT-2 Operations Concept Document", 2003.
- 4) 김경희, "S/C IPT #4 Orbit Analysis", 2003.
- 5) Space Vector사의 NiCd 배터리 충·방전 특성 데이터 시트, 2003, pp.1.
- 6) 신구환, 임철우, 신근수, 김진규, 남명용, 임종태, "과학기술위성2호 전력부 각 유닛 배치에 관한 연구", 한국항공우주학회 2004 춘계학술발표회 논문집, 2004, pp.814~817.