

통신위성 전이궤도 전력운용 분석

최재동*, 성세진
한국항공우주연구원*, 충남대학교

Energy Balance Analysis of Communication Satellite at Transfer Orbit

J.d. Choi*, S.J. Seong
Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University

ABSTRACT

Electrical power in satellite system should persistently satisfy specified power requirement even though that happen the failure of solar array string or battery cell during the mission operation.

In this study, the solar array and battery of GEO Communication Satellite with 3kW capacity are designed, and energy balance analysis according to power operation mode are performed to meet specified power capacity at the transfer orbit.

1. 서론

정지궤도위성은 위성체가 발사체로부터 분리된 후 정상궤도(On-orbit)에 도달하기 전까지 여러 종류의 궤도를 거치게 되며 이 기간동안을 전이궤도라 한다. 발사체로부터 분리된 위성은 약 24분 후 타원형 전이궤도에 올려지게 된다. 이때 위성체는 초기 자세결정절차를 준비하는 동안 Yaw축을 중심으로 회전한다. 자세제어 센서가 지구를 획득하는 동안 이 모드를 유지하며, 위성체 지구패널(Earth panel)이 지구방향을 향하게 된다. 마지막으로 위성체는 Yaw축에 대해 0.1rpm으로 회전을 하게 된다. 3회에 걸친 근지점(apogee)에서의 LAE 기동은 타원형 궤도를 원형으로 만든다. 이 궤도 동안 위성체 태양 각은 거의 90°로 유지하며 태양 전지판은 위성에 접혀있는 상태로 출력전력은 사인파 형태의 전력을 발생하게 된다. 따라서 배터리는 매 회전마다 충/방전을 2회 갖게 되고 배터리 충전비는 가능한 태양전지전력을 최대한 이용하여 최대 SOC를 갖게 된다. 전이궤도동안 위성체에 제공되는 전력은 배터리와 태양전지로부터 선택적으로 제

공되며, 위성체는 여러 종류의 궤도를 거치며 12시간에서 24시간의 주기를 갖는 회전을 갖게 된다. 이때 각 궤도에서 식 주기, 궤도주기, 배터리 충전 효율^[1-3], 태양전지 온도, 절기별 태양에너지 밀도 변화등을 고려한 전력량이 분석되어야 한다^[4].

본 연구에서는 설계된 3kw급 정지궤도 통신위성의 태양전지 및 배터리 설계용량이 전이궤도 요구 조건에서 만족할 수 있는지에 관한 분석이 수행되었다. 먼저 태양전지 어레이의 셀 출력 특성, 태양전지 어레이 회로구성, 태양전지 출력 및 태양전지 요구 면적을 단층 접합과 다층접합 셀에 대해 비교 분석하였다.

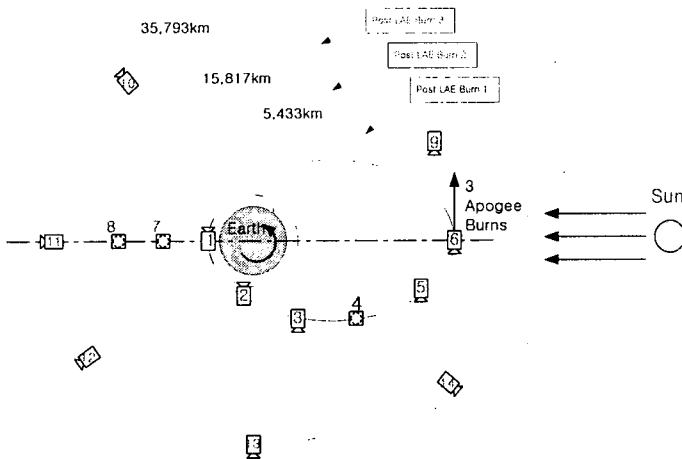
전이궤도 낮 기간과 식 기간 동안 태양전지 패널이 아직 전개되지 않은 상태에서 최외각 태양전지 어레이를 이용한 전력공급량이 분석되었으며, 이 기간 동안 태양전지 어레이 스트링 실패 및 배터리 실패시 최악조건에 대한 energy balance가 각각 분석되었다.

2. 정지궤도 위성운용 및 Time Line

2.1 위성운용

정지궤도 위성은 발사체로부터 분리되어 정상운용 및 위성폐기까지 수많은 자세제어와 궤도기동 등의 임무를 수행하게 되며, 특히 정상궤도이전의 전이궤도에서 전력생산을 위해 궤도면에 수직으로 0.1rpm의 위성체 회전속도를 갖게 된다. 이를 (그림 1)에 도시하였다. 로켓은 위성을 전이궤도에 진입시키고 분리된다. 이후에 위성은 지구획득모드로 들어가서 자신의 자세 기준을 초기화한다. 이때부터 자이로가 위성의 자세를 결정하며, 지구/태양센서를 이용해서 초기치를 계속해서 갱신한다. 4번째 단계에서는 전력생산을 위한 순항모드(Cruise)모드로 위성의 요축이 궤도면에 수직하게 놓이게 된다.

위성의 근지점을 정지궤도 고도까지 높이기 위한 LAE기동을 수행하기 앞서서, 위성은 5번과 같이 LAE기동의 준비모드로 전환되며, 6번에서 3번의 LAE 기동을 수행한다.



1 : 전이궤도 진입, 2 : 3단로켓 분리, 3 : 지구획득, 4 : 순항자세, 5 : 원지점 발사준비, 6 : 원지점 발사, 7 : 1회 원지점 발사 후 순항자세, 8 : 2회 원지점 발사 후 순항자세, 9 : 3회 원지점 발사 후 지구획득준비, 10 : 지구획득, 11 : 태양전지판 전개, 12 : 궤도획득 기동, 13 : 위성 정상운동, 14 : 폐기궤도 기동(GEO+150km 이상)

그림 1 정지궤도 통신위성의 궤도별 주요임무

Fig. 1 Main mission of GEO Satellite according to orbits

LAE 기동을 수행할 때, 생기는 궤도를 중간궤도 (Intermediate Orbit)라 하며 이 궤도에서 위성은 전력생산을 위한 순항모드로 전환되어 운용된다. 최종 LAE기동으로 위성은 9번 단계에 진입하는데 이 궤도는 정지궤도와 비슷한 고도의 표류궤도 (Drift Orbit)이다. 이때 위성은 정상운동을 위한 준비를 하게 되며, 10번 단계에서 지구획득 모드에 들어간 후, 지구고정 모드에 들어간 위성은 태양전지판을 11번 단계에서 전개하게 된다. 태양전지판이 전개되기 전까지 전이궤도에서 태양전지전력과 식 기간 동안 공급하게 될 배터리전력은 위성버스 시스템에 충분한 전력을 공급해 주어야 한다.

2.2 Time Line 설정위성운동

전이궤도 전력량 분석을 위해 발사체로부터 위성체가 분리된 후 정상궤도에 진입 시까지 예상되는 위성체의 Event가 (표 1)과 같이 작성되었다. 발사시점은 최대식기간이 발생하는 추분점(Equinox)근처로 하였으며 발생전력량이 최소가 된다.

위성체의 Event 시간이나 지속시간은 발사체와 발사위치에 따라 다르나 현재 세계 대부분의 위성체가 3회의 LAE Burn후에 정상궤도에 진입하기 때문에 이를 기준으로 분석하였다. 발사체로부터

분리된 후 지구로부터 근지점 (perigee)까지 고도 약 200Km~1000Km를 지나고 첫 번째 LAE 기동 후 위성은 근지점까지 고도가 5000Km가 된다. 두 번째 LAE 기동 후 위성은 근지점까지 고도가 약 15,800Km가 되고, 마지막 세번째 LAE 기동 후 위는 정지궤도 위치인 35,775Km근처에 놓이게 된다.

표 1 예상되는 위성의 Time Line

Table 1 Expected Time Line of Satellite

Event time (Min.)	Dur. (Min.)	Event Description	Sun Angle	Comment
0 ~ 54	54	From Pre-launch to Eclipse Exit #1	No Sun	
55 ~ 663	609	From Eclipse Exit #1 to Eclipse Entry #1	88	
664 ~ 686	23	From Eclipse Entry #1 to Eclipse Exit #2	No Sun	Perigee (199Km)
687 ~ 1294	608	From Eclipse Exit #2 to Eclipse Entry #2	88.4	
1295 ~ 1317	23	From Eclipse Entry #2 to Eclipse Exit #3	No Sun	Perigee (199Km)
1318 ~ 1432	115	From Eclipse Exit #3 to LAE Burn #1	88.5	
1433 ~ 1462	30	LAE Burn #1	150	
1463 ~ 1972	510	From LAE Burn #1 to Eclipse Entry #4	95.1	
{	{	{	{	{
8149 ~ 9517	1369	From Eclipse Exit #10 to Eclipse Entry #11	91	
9518 ~ 9588	71	From Eclipse Entry #11 to Eclipse Exit #11	No Sun	Perigee (35,775Km)
9589 ~ 9999	412	From Eclipse Exit #11 to next period	91	

3. 태양전지 및 배터리 설계 및 해석

본 연구에서 제안된 2톤, 3kW급 버스 시스템의 위성 전력은 GaInP2/GaAs/Ge 전지를 사용하는 4장의 태양전지판에서 생성되어 50V 전압으로 버스체에 공급되며, 배터리는 70Ah 용량, 26개 셀의 고성능 니켈 하이드로진 형태를 사용하였다. 임무말 부하여유(5%)와 태양전지 어레이 감쇠를 고려한 예상발생 전력량은 (표 2)와 같으며 태양전지 어레이의 설계마진은 향후 부하변동을 고려하여 10%이상으로 고려하였다.

3.1 태양전지 셀 비교선정에 따른 어레이 용량변화 및 예상면적

본 연구에서는 최근 개발되어 상용화 된 다접합 (Multi Junction) 셀의 특성과 이전의 단접합 (Single Junction) GaAs셀과 비교시 태양전지 어레이의 출력용량과 요구되는 태양전지 패널 면적을 비교 분석하고자 한다.

3.1.1 단접합 셀 (GaAs/Ge) 태양전지 어레이 출력용량 설계

표 2 예상발생 전력량

Table 2 Expected Total Power of Solar Array

항목	X-fer Orbit	Operation phase				
		No Manuver			Maneuver Phase	
	Sun-Spin	Eclipse	SS	AE	SS	AE
Payload	2.8	2000	2000	2000	2000	2000
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	2,465.6	2,477.9	2,526.2	2,527.2	2,550.1
Load Margin(5%)		2588.9	2601.8	2652.5	2653.56	2677.6
Battery Charge load		0	37	375	37	375
System Total Load		2,588.9	2,638.8	3,052.6	2,690.6	3,052.6
Array Capability(W)	423	0	3097	3387	3907	3387
S/A Margin			17.36%	10.9%	15.1%	10.9%

GaAs/Ge 셀의 최악조건은 임무말 춘분점에서 70°C로 가정되었으며 최악 조건에서의 Imp는 0.5976A이며, 최대출력전압 (Vmp, EOL)은 0.6955V이다. 태양전지 어레이의 스트링으로부터 컨넥터에 이르는 전압 강하를 고려하여 스트링의 등가저항을 이용한 최악조건, EOL에서의 최대 전력버스 전압(Vsa)을 구하면 다음과 같다.

$$V_{sa} = [(V_{mp, EOL}) \times (\text{직렬 셀의 수})] - (\text{블러킹 다이오드 전압강하}) - (I_{mp, EOL}) \times (\text{등가 스트링 저항}) = 51.5V$$

한 패널에서 발생하는 태양전지 전력은 다음과 같다.

$$P_{sa} = [(V_{mp, SA}) \times (I_{mp, EOL, 70^\circ C})] \times \text{직렬 스트링 수} \times \text{회로 수} \\ = 51.5V \times 0.5976A \times 6 \times 3 = 561.5W$$

이때 패널 당 요구되는 셀은 3개의 회로와 6개의 스트링으로 구성 시 1368 개가 요구된다. 각 패널에서 요구되는 면적은 3.32m²로 계산되며 총 면적은 19.92m²가 요구된다. 또한 6개의 패널에서 예상되는 전력량은 약 3323W이다.

3.1.2 다접합 셀 (GaInP2/GaAs/Ge) 태양전지 어레이 출력용량

최악조건은 춘분점에서 70°C로 가정되었으며 이때 임무 말 최대전류 (Imp, EOL)는 0.4077A이며, 최대출력전압 (Vmp, EOL)은 2.04V이다. 태양전지 어레이의 스트링으로부터 컨넥터에 이르는 전압 강하를 고려하여 스트링의 등가저항을 이용한 최악조건, EOL에서의 최대 전력버스 전압(Vsa)은 51.92V가 되며 한 패널에서 발생하는 태양전지 전력은

846.7W가 된다. 따라서 각 패널 당 요구되는 셀은 8개의 회로와 5개의 스트링으로 구성 시 1040개가 요구되며 예상 면적은 3.328m²이다. 또한 4개의 패널에서 요구되는 총 면적은 13.312m²이며 약 3387W의 전력량이 발생된다.

3.3 배터리 용량설계

본 연구에서는 개별 압력 용기(IPV), 두 개의 모듈로 구성된 니켈-하이드로진 배터리가 사용되는 것을 전제조건으로 하였다. 식 기간 동작모드의 경우 춘분점과 추분점에서 최대 72분의 식기간이 발생하며 이 기간 동안 가장 긴 식 기간으로 고려되었다. 배터리 방전상태는 설계 사양에 따라 배터리 DOD가 80%를 넘어서는 안 되며 배터리 전압은 31.2V가 될 것이다. 배터리 용량은 충전 시와 마찬가지로 위성체 부하에 의해 변화되는 배터리 방전 전류의 크기에 따라 결정된다.

배터리의 충방전 주기는 1.2시간의 주기 동안 최대 80% DOD까지 방전하며, 배터리 재충전은 한 주기동안 C/10의 비율로 22.8시간을 초과하지 않도록 설계된다. (표 3)은 본 연구에서 선정된 배터리 성능특성을 나타낸다. 선정된 배터리의 출력 용량은 식(1)과 같이 계산될 수 있다.

$$Bat_{out} = (Ah/\text{식 기간})(\text{배터리 셀 전압} \times \text{셀 수}) \\ = (70/1.2)(1.203 \times 26) = 1824 \text{ watts} \quad (1)$$

따라서 두 개의 배터리에 대해 식 기간 동안 최대 80% DOD에서 2918W가 제공가능하며, 70% DOD 가정 시 2554W가 제공가능 하다.

4. 전이궤도에서의 Energy Balance 해석

본 연구에서는 26.5%의 다접합 셀을 갖는 태양전지 어레이와 니켈 하이드로진 배터리가 해석을 위해 사용되었다. 다접합 셀을 이용한 태양전지 어레이는 추분점에서 약 3300W가 발생되며, 전이궤도에서는 약 420W공급된다. 그림 4에서 보여지는 것처럼 배터리는 70Ah가 사용되었으며 사용된 배터리용량은 온도에 따라 용량이 변화된다.

위성체가 0.1rpm으로 회전하면서 태양으로부터 얻을 수 있는 전력은 위성체 패널이 전개되기 전까지 두 면으로부터 사인파 형태의 태양에너지를 흡수할 수 있게 된다. 따라서 실제 위성이 전개된 후에 100% 얻을 수 있을 때까지 전이궤도에서의 태양전지전력은 50% 이내가 된다. (그림 3)은 위와 같은 가정 하에 위성이 발사체로부터 분리된 후 Time Line에 따라 결정되는 Energy Balance 결과이다. 이때 배터리 충전상태는 (그림 3)에서 보여지는 것처럼 전이궤도에서 80%에서 90%까지 운영

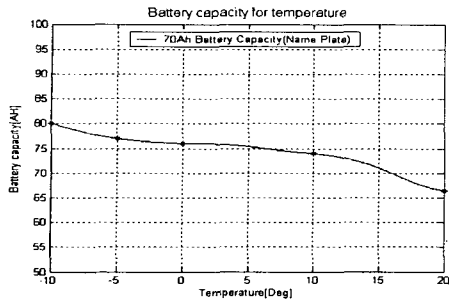


그림 2 온도변화에 따른 NiH2 배터리 용량변화
Fig. 2 NiH2 battery capacity at variation temperature

하게 된다. 전이궤도에서는 태양전지 전력이 충분하지 않기 때문에 배터리 충전 시 효율이 급격히 저하되는 90%이상에서의 운영은 하지 않는 것이 바람직하다.

그림 5에서 위성이 정상궤도 진입을 위해 3번의 LAE 기동이 수행되었다. 이때 태양전지 입사각은 약 150도로 가정되었다. (그림 4)는 (그림3)과 같은 조건하에서 전이궤도 동안 배터리 셀 한 개의 실패시 나타나는 Energy balance 해석결과이다. 비록 셀이 실패할 지라도 부하요구전력이 적기 때문에 정상상태와 큰 차이가 없다. 그러나 (그림 5)에서처럼 태양전지 스트링의 실패는 전이궤도 동안 태양에너지로부터 공급되는 전력이 적기 때문에 큰 영향을 나타낸다. 따라서 초기에는 90%의 충전에 도달하지 못하고 거의 정상궤도에 도달한 후 요구조건에 만족하는 충전상태를 보여주고 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 전이궤도 동안 발생 가능한 위성체 임무에 대한 소요시간 및 예상되는 태양전지가 가정되었으며, 임무말 까지 예상발생 전력량이 분석되었다. 또한 전이궤도 동안 요구되는 전력량 비교분석을 위해 18.5%의 단접합 셀과 26.5%의 다접합 셀을 이용한 태양전지 어레이가 설계되었다. 설계결과 다접합 셀의 경우 BOL에서 26.5%의 효율을 고려시 전체 어레이 면적은 13.312m²으로 단접합 셀 면적에 비해 67%만으로도 요구조건을 만족함을 알 수 있다.

다접합 태양전지 셀을 이용한 전이궤도에서의 Energy Balance 해석결과 정상조건과 배터리 셀 실패 조건에서는 전력요구조건을 충분히 만족하였으나, 태양전지 스트링의 실패는 전이궤도 동안 태양에너지로부터 공급되는 전력이 부족하게 나타나 태양전지 스트링의 실패는 위성 임무 수행에 치명적인 영향을 줄 수 있는 것으로 나타났다.

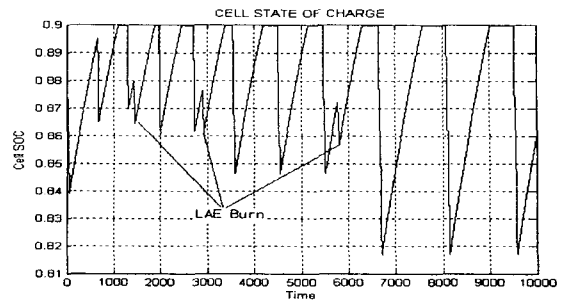


그림 3 전이궤도에서의 Energy Balance 해석결과
Fig. 3 Energy Balance Analysis at transfer orbit

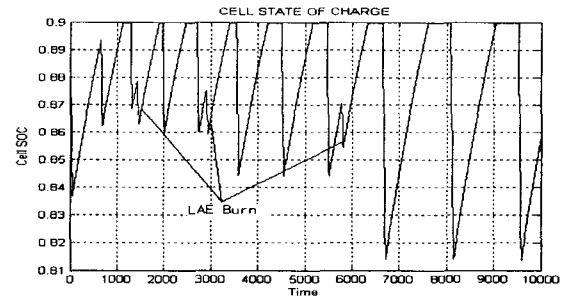


그림 4 배터리 셀 실패 시 Energy Balance 해석
Fig. 4 Energy Balance Analysis for battery cell fail

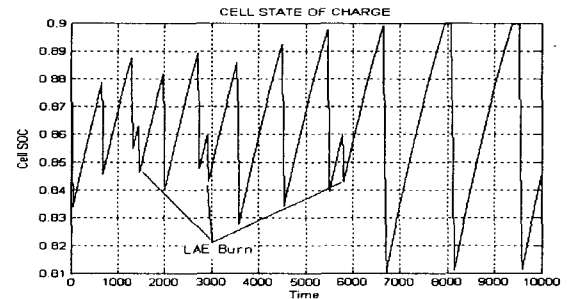


그림 5 태양전지 스트링 실패 시 Energy Balance 해석
Fig. 5 Energy Balance Analysis for solar array string fail

이 논문은 과학기술부 IMT-2000 기술개발용역사업 연구비 지원에 의하여 연구되었음

참 고 문 헌

- [1] 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.
- [2] 최재동, 황영성, 이학주, 성세진, "다층신경회로 이용한 NiH2 전지 모델링 및 동작상태분석", 전력전자학회지, 제4권, 제2호, pp.192~200, 1999.
- [3] James D. Dunlop, Gopalakrishna M. Rao and Thomas Y. Yi, NASA Handbook for Nickel Hydrogen Batteries, NASA Reference Publication, 1993.
- [4] 최재동, "운용모드에 따른 무궁화위성3호 배터리 전력상태 분석", 한국항공우주학회지, 제27권, 제2호, pp.149~158, 1999.