

큐브위성용 상용 전력계 부품을 적용한 영구자석 자세제어 안정화 방식 큐브위성의 전력계 개념설계

박태용* · 채봉건* · 정현모* · 오현웅**

Conceptual Design of Electrical Power Subsystem for Cube Satellite with Permanent Magnet Attitude Stabilization Method

Tae-Yong Park* · Bong-Geon Chae* · Hyon-Mo Jung* · Hyun-Ung Oh**

ABSTRACT

The role of Electrical Power Subsystem (EPS) is to generate a power and distribute it to the electrical devices for the system operation. For on-orbit operation of cube satellite, it is also necessary to supply power to on-board mission devices as commercial satellite does. Recently, commercial EPS products dedicated for the cube satellite application has been developed and widely used for the power subsystem design. In this paper, a permanent magnet attitude stabilization method without external power has been introduced because it has advantage from power consumption point of view and the EPS design of cube satellite by applying the commercial EPS products has been introduced and investigated. This paper also deals with the specification of the commercial EPS products for the beginner of the cube satellite design.

Key Words: Electrical Power subsystem, Solar Cell, Battery, Permanent Magnet

1. 서 론

인공위성의 전력계는 일반적으로 전력 공급을 통해 위성 시스템이 적절한 동작과 생존을 가능하게 한다. 이를 위하여 일반적인 일차 전원인 태양광 에너지로부터 전력을 생산, 조절, 분배하는 것은 위성 운용의 기본이 된다. 그러나 위성이 운용되는 우주궤도 환경은 지상과 달리 온도, 방사능 등으로 인하여 매우 가혹하다. 따라서 이러한 환경에서도 위성 전력계는 위성의 임무기간, 임무특성 등을 고려하여 위성 체의 각 버스

에 전력을 안정적으로 공급할 수 있도록 설계되어야 한다.

이러한 위성의 특성을 고려한 전력계 요구조건 분석을 토대로 태양전지 판, 배터리, 전력계 보드 등을 상용 제품으로 선정하여 전력계를 설계 및 구성하였다. 본 논문에서는 태양전지 판, 배터리, 전력계 보드 등의 큐브위성 전용 상용 전력계 제품 현황을 소개하였으며, 이를 바탕으로 위성의 임무특성과 전력계 요구조건을 고려하여 전력계를 설계, 분석하여 최종적으로 전력계 하드웨어를 선정하였으며, 설계의 타당성을 예측하였다. 또한 본 논문에서는 큐브위성의 자세제어를 위해 전력을 필요로 하지 않는 영구자석을 이용한 수동형 자세제어 안정화 방식을 소개하였다.

† 2014년 1월 17일 접수 ~ 2014년 3월 17일 심사완료

* 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

2. 큐브위성의 임무 정의 및 영구자석 안정화 자세제어계

2012년도에 교과부와 한국항공우주연구원(KARI)에서 주최한 큐브위성경연대회에 출전하여 조선대학교 우주기술융합연구실(STSL)에서 설계한 큐브위성인 Transcuber는 영구자석을 적용한 수동형 자세제어 안정화[1]를 수행하며, 다 구조 구속분리 메커니즘의 궤도 검증과 지구를 배경으로 하는 태극기 영상과 지구영상촬영이라는 임무 목적을 지니고 설계되었다. Table 1에 위성의 운용궤도정보를 나타낸다.

Table 1 'Transcuber' Orbit profile

궤도 종류	태양동기궤도
궤도 경사각	97.78
고도	600km
공전주기	97분
접촉시간/식 시간	10.3분/30.5분

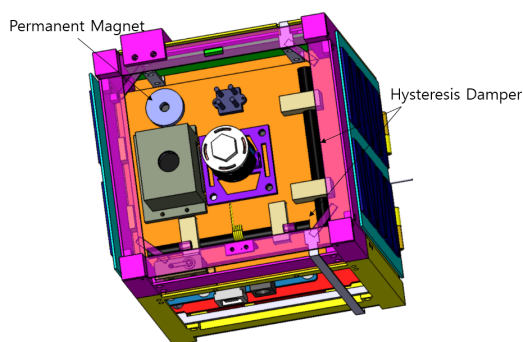


Fig. 1 'Transcuber' Configuration with Permanent Magnet and Hysteresis Damper

큐브위성에서 일반적인 능동형 자세제어 방식으로 쓰이는 자기 토크를 이용한 3축 자세제어 방식은 별도의 지향성능을 가질 수 있지만, 임무 시 전력을 일정량 소모한다는 단점이 있다. 한국항공대학교의 1 U 큐브위성인 HAUSAT[2]의 경우, 중력구배 붐과 자기 토크로 구성된 자세제어 계의 구동시의 소모 전력량이 총 175 mW 가량 되었다. 이는 일반적인 1 U 크기의 큐브위성의 총 전력소모량이

평균 1 W~ 2 W 가량이라는 것을 고려하였을 때 이러한 전력소모량은 무시할 수 없는 수준이며, 일반 크기의 위성에 비해 탑재 공간이 매우 협소함에도 불구하고 위성 내부에 자세제어 계를 탑재하기 위한 공간을 별도로 구성해야 한다.

Transcuber에 적용된 영구자석을 이용한 수동형 자세제어는 전력소모가 없으며, Fig. 1의 형상과 같이 자세제어 용 하드웨어인 영구자석과 히스테리시스 댐퍼를 위성 외부에 장착되기 때문에 구조적으로도 효율적이다. 따라서 위성의 임무와 운용환경 등을 고려하여, 별도의 지향성능이 요구되지 않는 경우에는 Transcuber의 자세제어 방식과 같은 수동형 자세제어가 효율적이라 예상된다.

Transcuber는 각 임무모드 별로 운용하게 된다. 초기모드는 위성의 궤도진입 직후의 모드로 1차 전개모드는 위성 탑재된 카메라를 이용하여 지구를 배경으로 한 태극기 영상을 획득 하는 것으로 이를 위해 태양전지 판과 안테나 등의 전개를 하게 된다. 2차 전개모드에서는 태극기 영상획득 임무를 끝낸 후, 지구 영상정보 획득을 위해 태극기 판넬을 전개하여 카메라 시야각을 확보하고 지구의 영상촬영을 수행하게 된다. 비상모드 시에는 위성의 생존을 위해 위성의 전자장비 및 탑재체 등이 최소 전력 모드로 전환하게 된다.

3. 큐브위성 전용 상용 전력계 현황

큐브위성의 모든 부분을 독자적으로 설계, 제작을 하는 것은 단 기간의 개발 기간과 무 개발경험을 고려할 때 매우 비효율적이다. 따라서 위성 제작 시에는 일부 상용제품을 구매하는 경우가 일반적이며, 이는 위성 전력계에도 해당한다. 그러나 국내에는 이러한 큐브위성 전용 상용제품 관련업체가 전무하다. 그러나 Spectrolab, Clydespace, Gomspace 등의 다수의 해외업체에서 관련 상용 제품을 개발, 제조, 판매한다. 따라서 이들 업체의 전력계 상용제품의 현황을, 1 U 크기의 큐브위성에 적합한 제품 위주로 서술하였다.

Table 2 List of Solar Cells Specification


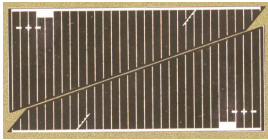
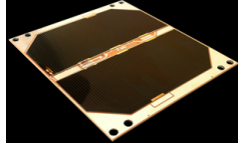

모델	TJ Solar Cell 3G28C (Azurspace)	TASC Solar Cell (Spectrolab)	NanoPower P100-A (Gomspace)
형상			
셀 재질	Triple-Junction GaAs	Triple-Junction GaAs	Triple-Junction GaAs
효율	30%(BOL)	28.3%(BOL)	28%(BOL)
부피	30.18 cm ² (4 cm×8 cm)	2.28 cm ² (1.55 cm×3.18 cm×1/2)	80.85 cm ² (8.25 cm×9.8 cm×0.21 cm)
무게	2.9g(패널 당)	0.234g(셀 당)	59g(패널 당)
가격	2000 EUR(한화 약 289 만원)	150USD (한화 약 16.6 만원)	2000EUR (한화 약 289 만원)
특징	높은 EOL 수치	셀 조각단위로 구성	자세제어용 태양센서, 자기 토크 등 부착 가능

Table 3 'CS-1UEPS2-10' Specification

모델	CS-1UEPS2-10(Clydespace)
형상	 CS-1UEPS2-10
부피	95 mm×90 mm×14.4 mm
무게	169 g
BCR	MPPT 제어 내장, (주 BCR 작동 불능 대비) 보조 BCR 내장
PCM	3.3 V, 5 V 버스전압 조절부
PDM	버스 과전류 보호 시스템
배터리	8.2 V, 1250 mA Li-ion 배터리
기타 특징	저전압 차단 시스템 내장, 과전류 퓨즈 내장
가격	3500 USD(한화 약 389만원)

3.1 태양전지 판

태양전지 판은 궤도상에서 태양광으로부터 태양에너지를 변환하여 공급하는, 일차 전원의 역할을 수행한다. 태양전지 판의 가장 주된 성능요소는 전력 변환 효율이며, 이 효율이 높을수록 동일한 면적으

로 더 많은 양의 전력 생산이 가능하다. 그리고 태양전지 판의 재질 또한 효율과 내부감쇄 등에 영향을 준다. 따라서 태양전지 판을 선정할 때는 효율과 재질에 대한 특성 위주로 고려해야 한다. 이러한 조건에 적합하고 성능이 우수한 큐브위성용 태양전지 판에 대해서 Table 2에 제시하였다.

3.2 전력계 보드와 배터리

배터리는 일차전원으로부터 전력을 공급받아 저장해두었다가 적절히 방전하는 2차 전원의 역할을 수행한다. 배터리의 성능요소에는 용량, 충 방전 성능(C-rate), DOD(Depth of Discharge: 방전율)수치 등이 있으며, 이 설계요소들을 토대로 배터리 관련 설계를 수행하게 된다. 배터리는 국내 업체의 일반 상용 배터리를 구매하여 우주인증시험을 거쳐 탑재할 수도 있으나, 시스템 설계 로직에 따라서는 Table 3과 같이 우주검증 된 배터리를 적용할 수도 있다.

전력계 보드(EPS: Electrical Power System)는 일차, 이차전원에서 공급된 전력을 각 버스에 적절히 조절, 분배하는 역할을 한다. 이러한 일반적인 전력계 보드는 크게 BCR(Battery Charging Regulator), PCM(Power Control Module), PDM(Power Distribution Module)으로 구성되어있다. 이 밖에 배터리가 함께 장착되는 모델의 경우에는 추가적으로 보드가 별도로 함께 탑재되기도 한다.

이러한 전력계 보드의 경우, 배터리와 전력계 보드 간의 연결 및 기타 조립 작업을 하지 않아도 되는 장점이 있으며, 높은 안정성 또한 기대할 수 있다. 이 절에서는 배터리가 탑재되어 판매되어지는 전력계 보드만을 소개하도록 한다. Clydespace의 ‘CS-1UEPS2-10’ 제품과 Gomspace의 ‘NanoPower P31u’ 제품의 형상 및 특성을 각각 Table 3과 Table 4에 나타내었다.

Table 4 ‘NanoPower P31u’ Specification

모델	NanoPower P31u(Gomspace)
형상	
부피	96 mm×90 mm×(16 to 26) mm
무게	95g(배터리 미 탑재), 215g(1800 mAh 배터리 탑재) 225g(2600 mAh 배터리 탑재)
BCR	Micro-controller를 이용한 MPPT 제어 방식
PCM	3.3 V, 5 V 버스전압 조절부
PDM	배터리 저전압, 과전압 보호
배터리	1800 or 2600 mAh Li-ion 배터리
기타 특징	93% 전력변환효율, MPPT 제어 및 소프트웨어/하드웨어 전압 제어, 응력 해소를 통한 높은 신뢰도의 연결방식
가격	3300 EUR(한화 약 477만원)

4. 전력계 설계, 부품 선정, 분석

Transcuber의 전력계 요구조건으로부터 전력계 설계를 진행하였다. 각 부체계로부터 요구전력량과 예상 생산전력량을 산출하여 태양전지 판의 요구면적과 실제 구조적인 가용면적을 도출하여 임무수행 가능여부를 확인하였다. 전력계 설계에 따라, 3절에 제시된 큐브위성 전용 상용제품들 중 하나를 최종적으로 선정하였다.

4.1 전력계 요구조건

Transcuber의 전력계는 위성체 버스의 요구에 따라 전력을 적절히 생성, 조절, 분배해야 하며, 태양전지 판 및 배터리의 지속적인 감쇄에도 위성 버스 동작을 유지할 수 있도록 설계되어야 한다. 또한, 전력계 보드는 과전류, 과전압 등에도 안정적으로 전력을 조절, 분배해야 한다. 이러한 전력계 요구조건을 만족하기 위하여 4.2절과 4.3절에서 전력계 분석을 수행하였다.

4.2 부품 별 전력 소모량, 생성 전력량 및 전력 분석

Transcuber의 임무와 운용케도 조건 등을 고려하여 적절한 임무 수행이 가능하도록 전력계 설계를 수행하였다. Table 5는 Transcuber의 탑재체 및 전자장비 등의 제품 정보 등을 토대로 2장의 큐브위성의 임무정의에서 서술한 각 운용모드 별 전력 소모량을 추정한 결과이다. 이로부터 위성 전력공급에 있어 가장 최악의 조건은 전체 임무모드 중, 소모전력이 2640 mW인 태극기촬영모드 및 지상촬영모드인 것으로 판단하였으며, 이를 토대로 탑재장비들의 작동율을 고려한 각 부체계의 평균소모전력을 산출한 결과를 Table 6에 나타내었다.

Table 5 Estimation of Power Consumption

(mW)	초기모드		1차 전개모드		태극기촬영 모드		2차 전개모드		지상촬영 모드		비상 모드	
	평균	최대	평균	최대	평균	최대	평균	최대	평균	최대	평균	최대
구조계	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
자세제어계	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
전력계	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
통신계	0	0	150	150	150	2100	150	150	150	2100	150	150
명령계	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	0	0
탑재체			0	0	0	370	0	0	4	370	0	0
계	170	170	320	320	324	2640	320	320	324	2640	250	250

Table 6 Estimation for Average Power Consumption

	대기 전력 (mW)	최대 전력 (mW)	작동율 (%)	평균 전력 (mW)
구조계	0	0	0	0
자세 제어계	0	0	0	0
전력계	0	100	100	100
통신계	150	2100	10	360
명령계	0	70	100	70
탑재체	4	370	1	8
마진(15%)	-	-	-	82
계	-	-	-	620

Table 6의 평균소모전력 추정 결과를 바탕으로 1회 공전 당 요구생성전력(P_{sa})이 다음 식으로부터 계산 가능하며[1],

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_c T_c}{X_c} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} \quad (1)$$

이에 대한 계산 결과를 Table 7에 나타내었다. 계산된 요구생성전력을 바탕으로 태양전지판 요구면적(A_{sa})을 다음의 식으로부터 산출 가능하다.

$$P_{BOL} = (\eta/100) \times (I_s) \times (I_d) \quad (2)$$

$$L_d = \left(1 - \frac{\text{degradation/yr}}{100}\right)^{\text{satellite life}} \quad (3)$$

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times L_d \quad (4)$$

$$A_{sa} = P_{sa} \times P_{EOL} \quad (5)$$

여기에서, P_{BOL} 은 임무초기의 생성전력량, η 는 태양전지판의 효율, I_s 는 태양광 조도, I_d 는 통상적인 내부감쇄율, L_d 는 임무기간동안의 감쇄율, degradation/yr 는 연간감쇄율, satellite life 는 위성의 전체 임무기간, P_{EOL} 은 임무말기의 전력량 그리고 P_{sa} 는 Table 7에서 계산한 1공전 당 소모 전력량을 나타낸다. 이에 대한 분석 결과를 Table 8에 나타내었으며 EOL에서의 전력량을 기준으로 분석하였다.

Table 7 Estimation for Required Power for Single Orbit

변수	계산 결과
P_c (식 기간 평균요구전력)	620 mW
P_d (일 기간 평균요구전력)	620 mW
T_c (식 기간)	30.5 min
T_d (일 기간)	66.5 min
X_c (식 기간 효율 - PPT 방식)	0.6
X_d (일 기간 효율 - PPT 방식)	0.8
P_{sa} (요구생성전력)	1250 mW

Transcuber는 수동형 자세제어 방식으로 인해 위성체가 일정한 각속도로 회전하게 된다. 이를 고려하여 태양전지판이 태양광을 받을 수 있는 가장 적은 면적을 태양전지판 전체면적의 1/4로 가정하였으며 이를 바탕으로 태양전지판 실제 가용면적 A_{ra} 를

$$A_{ra} = \frac{1}{4} A_{sa} \quad (6)$$

으로부터 도출하였다. 이러한 가정으로부터 분석을 수행하고, 적정 마진을 고려하여 임무수행에 충분한 전력공급이 가능함을 알 수 있었다.

또한 위성 최대전력 시에 전력계로부터 충분한 전력공급이 가능여부를 확인해야한다. Transcuber의 최대전력은 2640 mW이며 이는 Table 5에서 확인할 수 있다. 그런데 Transcuber가 선정한 배터리와 EPS의 안정적인 방전 성능은 최대 C/2이며 이는 위성이 1시간 동안 배터리 전체 용량의 절반을 방전할 수 있다는 의미이다. 따라서 위성의 최대전력 시에도 충분한 전력을 공급할 수 있음을 Table 9에 나타내었다.

4.3 상용 전력계 제품 선정 결과

4.3.1 태양전지판

Transcuber의 시스템 요구조건과 설계제안사항에 따라 최종적으로 Spectrolab의 'TASC Solar Cell' 제품을 선정하였다. 이 제품은 28.3%의 고효율 셀이며 위성체와의 조립을 곧바로 수행할 수 있도록 별도의 코팅처리 등이 이미 되어진 상태로 판매된다. 또한 이 제품의 재질인 삼중처리 GaAs는 다른 재질에 비해 감쇄가 적다는 장점이 있으며, 셀 당 크기가 다른 제품에 비해 상대적으로 작아서 실제 제작 시 요구사항에 따라 설치되는 위치를 유

동적으로 조정할 수 있다. 제품의 형상 및 특성을 Table 2에서 확인할 수 있다.

Table 8 Estimation of Required Solar Cell Area & Power Consumption/Generation Analysis

변수	계산결과
P_{BOL}	$P_{BOL} = 28.3 \% \times 1367 \text{ W/m}^2 \times 0.77 = 298 \text{ W/m}^2$
L_d	$L_d = 3.75 \% \times 1 \text{ yr} = 0.9625 \%/yr$
P_{EOL}	$P_{EOL} = 298 \text{ w/m}^2 \times 0.9625 \%/yr = 286.7 \text{ w/m}^2$
A_{sa}	$A_{sa} = 1.25 \text{ W} \times 286.7 \text{ w/m}^2 = 43.6 \text{ cm}^2$
A_{ra}	$A_{ra} = 214 \text{ cm}^2 \times (1/4) = 53.5 \text{ cm}^2$
결과	43.6 cm^2 (요구면적) $< 53.5 \text{ cm}^2$: 임무가능
마진	9.9 cm^2

Table 9 Peak Power Analysis

변수	계산 결과
최대전력	2.64 W
배터리 C-rate	C/2(5 Whr 방전 가능)
결과	$2.64 \text{ W} < 5 \text{ W} \rightarrow$ 임무수행 만족
마진	2.36 W

4.3.2 전력계 보드와 배터리

전력계 보드는 제품 자체의 우수한 성능과 구조적 효율성을 고려하여 Clydespace의 EPS 제품인 ‘CS-1UEPS2-10’을 선정하였으며, 배터리 또한 8.2 V, 1250 mA로 10 W 용량의 Li-ion 재질의 배터리로 선정하였다. 이 배터리 제품의 경우, 배터리를 별도로 설치하였을 때보다 가용면적 측면에서의 구조적인 이점이 있으며, 배터리와 EPS 간의 적절한 전력교환을 위해 별도의 배터리 팩킹(Packing) 작업 등을 하지 않아도 되는 등의 이점이 있다. 이에 대한 형상과 제품 특성 및 제품의 블록선도를 각각 Table 3과 Fig. 2에 나타내었다.

‘CS-1UEPS2-10’는 우주임무용 비행실적이 있는 제품이기 때문에 별도의 전력 조절 및 분배 실험 등은 별도로 수행하지 않았다. 또한 이 배터리는 C/2의 C-rate 성능을 갖는다. 여기서 C-rate는 Current rate로, 충전 또는 방전 전류를 배터리의 정격용량으로 나눈 값이며 C/2라는 수치는 배터리 전체 용량을 2시간 만에 모두 방전한다는 의미이다. 약 5000 회의 충 방전을 하였을 때, DOD감소는

약 30 % 가량인 것으로 확인되었다. Transcuber의 예상 임무기간인 1년 동안의 위성의 예상 충 방전 횟수는 약 5420 회이다. 배터리 용량으로부터 전력이 10 W라는 점을 고려하였을 때, 위성이 임무기간 동안 약 40 %의 충분한 DOD 마진으로 충분히 임무수행이 가능함을 확인하였다. 또한, 이러한 이유로 전력 해석에서 요구 배터리 용량 등의 별도의 배터리 관련 해석은 생략되었다.

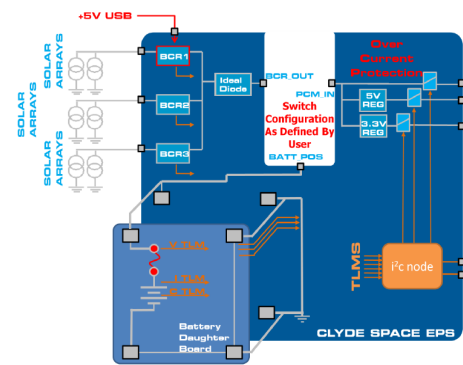


Fig. 2 CS-1UEPS2-10 Block Diagram

5. 결 론

본 논문에서는 큐브위성 전력계 초기설계자를 위해 큐브위성 전용 태양전지 판과 배터리, 전력계 보드의 제품 사양, 특성, 구매비용에 대하여 현황을 소개하였으며, 위성의 자세제어를 위해 전력소모가 없이도 가능한 영구자석 자세제어 안정화 방식의 개요를 기술하였다. 큐브위성의 전력계 설계를 위하여 전체 시스템 요구조건으로부터 전력계 요구조건을 도출하고 평균전력분석, 최대전력분석 등의 전력계 분석을 수행하였으며, 분석 결과 전력계 설계요구조건을 모두 만족함을 확인하였다.

참 고 문 헌

[1] Larson, W.J. and Wertz, J.R., 1992, Space Mission Analysis and Design(3rd Edition), Microcosm, Inc. Torrance, CA, 1992
 [2] 박제홍, 김준태, 김영현, 장영근, “피코위성 HAUSAT-1의 전력용량 설계, 한국항공우주학회 2002년도 추계학술발표회 논문집(I), pp.1~2