영구자석 안정화 자세제어 방식이 적용된 큐브위성의 열적 특성분석

강수진* · 정현모** · 오현웅***

Numerical Investigation of On-orbit Thermal Characteristics for Cube Satellite with Permanent Magnet Attitude Stabilization Method

Soo-JIn Kang* · Hyun-Mo Jung** · Hyun-Ung Oh***

ABSTRACT

Passive attitude stabilization method has been widely usde for attitude determination and control of cube satellite due to its advantage of system simplicity. The permanent magnet installed on the cube satellite passively controls the attitude of the satellite such that the satellite is aligned with the earth magnetic field. In this paper, on-orbit thermal behavior of the cube satellite with the permanent magnet attitude stabilization method has been investigated through on-orbit thermal analysis. THe orbit profile obtained from the aforementioned attitude control method has been reflected in the analysis. The analysis results indicate that the thermal design proposed in this study is effective for satisfying the temperature requirements of the commericial mission equipments.

Key Words: Theraml Design, Thermal Analysis, Permanent Magnet Stabilization, Hystersis Damper, Cube Satellite

1. 서 론

열 제어계의 기본 목표는 인공위성이 혹독한 우주 열환경 속에서 임무기간 동안의 생존을 위해 모든 위성 부품이 허용온도범위 내로 유지될 수 있도록 하는 것이다. 위성의 열적특성에 큰 영향을 끼치는 우주 열환경 중에 대표적인 것 중 하나가 극심한 온도차이다. 5570℃의 흑체온도를 갖고 있는 태양과 -270℃의 심우주로부터의 온도소스(heat source)와 열싱크(heat sink)는 온도의 극한치를 보여준다. 뿐만 아니라 위성은 지구의 적외선 및 알베도(Albedo)의 영향을 받는다. 따라서, 극한 우주열환경에 노출되는 위성은 최악의 조건(Worst case)을 고려한 열제어 설계가 반드시 이루어져야 한다. 임무수

†2013년 8월 20일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료
* 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과 학부생 3년
** 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과 학부생 4년
*** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과
연락저자, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

행을 위한 위성의 자세제어 방식은 일반적으로 능동적인 방법인 3축 안정화 방식과 수동적인 방법인 중력구배 안정화 및 본 논문에서 적용된 영구자석을 이용한 안정화 방식이 있다. 안정화 방법과 자세제어에 따라서도 위성의 열적 특성은 변화할 수 있다. 이와 같이 열 제어계는 위성의 임무수행을 위한 자세제어를 비롯해 타 임무장비의 전기적 기계적 특성을 만족하도록 설계되어져야 하는 등 시스템 관점에서의 열설계 접근이 필요하다.

위성의 열제어는 일반적으로 다층박막제를 적용한 단열, 방열판을 이용한 열방사로 탑재장비의 온도상승을 방지하여 최대허용온도를 넘지 않도록 하며, 또한 식(Eclipse) 구간에서는 각 임무장비의 생존을 위해 히터를 장착하여 임무장비의 최소허용온도 요구조건을 만족하도록 한다. 임무장비들은 특정한 온도범위에서 최고의 작동 성능을 나타내기 때문에 열 제어계는 위성의 임무와 다른 서브시스템과의 관계에 따라 매우 정밀한 설계가 요구된다[1].

본 연구에서 제안하는 위성은 큐브위성으로 기본 크기인 1U를 기준으로 1kg이하의 피코급 위성이며, 크기는 10cm×10cm×10cm로 정육면체 모양의 형상을 갖는다. 따라서 극초소형이라는 큐브위성의 특성상 공간 활용의 효율성을 높이고, 시스템 단순화를 위해 수동적인(passive)설계를 기반으로 진행하였다. 자세제어계의 경우에 있어서도, 수동적인 방법으로는 고정밀 자세제어를 구현함에 있어서는 한계점이 존재하나 임무 특성상 수동적 방법으로 임무수행이 가능할 경우, 전력소모가 없으며 시스템이 단순한 장점이 있어 수동적인 방법도 폭 넓게 적용되고 있다. 열제어계 또한, 큐브위성이라는 제한된 질량 및 전력버짓 측면에서 유리한 표면코팅, MLI(Multi-Layer Insulator)등을 적용한 수동적인 방법이 전력, 질량, 시스템의 운용 용이성 측면에서 유리하다.

본 연구에서 제안하는 큐브위성의 주요임무는 궤도상에서 탑재카메라를 이용한 영상정보획득과 데이터 송출 그리고 분리메커니즘의 궤도상 검증이다. 따라서 제안된 큐브위성의 임무를 고려할 경우, 수동적인 자세제어가 가능할 것으로 판단되어 위성의 자세제어를 위해 히스테리시스 댐퍼를 조합한 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토오크가 발생하는 영구자석 안정화 방식을 적용하였다.

본 연구는 히스테리시스 댐퍼와 영구자석의 조합으로 이루어진 자세제어에 따른 궤도 프로파일을 고려한 큐브위성의 열적 특성을 분석하였다. 열설계 검증을 위한 열모델(TMM:Thermal Mathematical Model)은 유한차분과 유한요소 모델이 간편한 Thermal Desktop[2]에서 구축하였다. 궤도에 따라 변하는 태양 복사의 열유입량, 지구 적외선과 알베도 영향 고려를 위해 Resistor-capacitor 네트워크 방식의 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)[2]를 이용하여 궤도 열해석을 실시하였다.

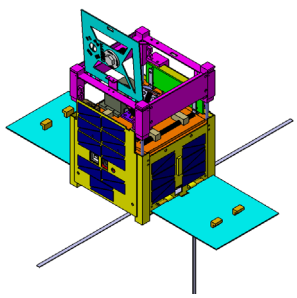


Fig. 1 On-orbit Configuration of Cube Satellite

2. 영구자석 안정화 방식이 적용된 큐브위성의 개요

2.1 큐브위성의 임무 및 형상

Figure 1은 본 연구에서 제안한 큐브위성의 궤도 임무수행 형상으로, 주요임무는 궤도상에서 탑재 카메라를 이용한 영상정보 획득과 데이터 송출 그리고 분리 메커니즘의 궤도상 검증이다. 1U를 기준으로 설계된 큐브위성은 공간, 질량 및 전력 버짓 한계의 문제로 능동적인 제어

시스템의 어려움이 존재하여 자세제어의 경우, Fig. 2와 같이 영구자석을 위성의 상부패널에 배치한 수동 자세제어 방식을 적용하였다. 지자기를 이용하여 위성의 자세를 유지하는 영구자석을 적용한 자세 제어를 실시할 경우에 발생하는 진동을 감쇠시키기 위하여 히스테리시스 댐퍼를 각각의 축에 배치하여 자세제어계에 댐핑을 부가한다. 영구자석은 1.2mT의 AlNiCo-5와 히스테리시스 댐퍼는 Permalloy Hymu-80을 적용하였다[3].

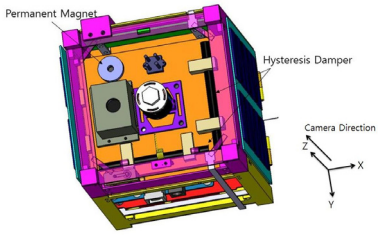


Fig. 2 Location of Permanent Magnet and Hysteresis Damper

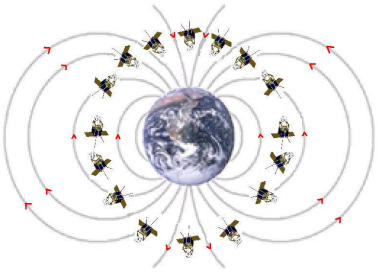


Fig. 3 Orbit Profile of Cube Satellite by Using Permanent Magnet Attitude Stabilization

2.2 영구자석 안정화 자세제어 방식

영구자석 안정화 방식이 적용된 위성의 궤도 프로파일은 Fig.3과 같으며, 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토오크가 발생하는 것을 이용하여 수동적으로 자세제어를 하는 방법으로 히스테리시스 댐퍼를 같이 탑재하여 제어계에 댐핑을 부가한다. 히스테리시스 댐퍼는 지구의 자기장이 자기를 띠게 하고 제거할 수 있을 만큼 낮은 보자력을 가진 강 자성체를 선택했을 때, 큐브위성과 같은 극초소형 위성에 대한 효과적인 각속도 감쇠 방법이다, 영구자석 안정화 자세제어 방식을 적용한 경우, 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하여 탑재 카메라가 지구를 지향할 때 영상을 획득하는 궤도운용 개념을 적용하였다.

3. 영구자석 안정화 방식이 적용된 큐브위성의 열해석

3.1 궤도 열해석 Parameter

위성은 극심한 온도차를 보이는 우주에서 생존하기 위해 최악의 조건에서도 모든 탑재장비가 허용온도 범위내로 유지될 수 있도록 Worst Cold/Hot Case를 고려하여 열설계를 수행하여야 한다. 위성의 궤도 열해석은 공전궤도 중 태양복사와 지구 적외선 등 입사량이 가장 많은 조건인 동지에서 각 장비가 최대로 발열하는 경우를 Worst Hot Case, 공전 궤도 중 태양 복사와 지구 적외선 등 입사량이 가장 적은 조건인 하지에서 각 장비가 최소로 발열하는 경우를 Worst Cold Case로 분류하였다[4]. Table 1은 영구자석을 이용한 수동 안정화 자세제어 방식을 적용한 큐브위성의 궤도 조건과 열해석을 위한 Worst Cold/Hot Case를 나타낸다.

Table 1. Orbit Parameters for Thermal Design

Parameter	Orbit Condition	
	Worst Cold	Worst Hot
Orbit Type	Sun-Synchronous(Circular)	
Inclination angle	97.78	
Altitude(km)	600	
Period	5801.23sec	
Solar Flux[W/m^2]	1287	1420
Albedo	0.3	0.35
IR Flux[W/m^2]	227	245
Date	Summer	Winter

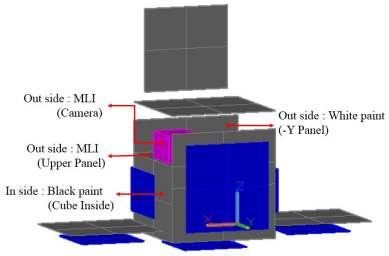
3.2 위성 탑재체의 허용온도범위

열설계의 기본 목표는 위성의 모든 탑재체가 허용온도범위 내로 유지될 수 있도록 하는 것이

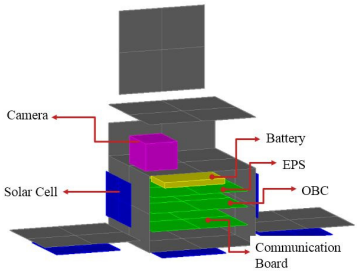
다. 특히 임무장비는 특정온도범위 내에서 최고의 작동 성능을 나타내며, 허용온도범위 내의 온도유지는 위성의 생존과 직접적인 연관이 있다. Table 2는 큐브에 탑재된 임무장비의 작동 허용온도범위를 나타내며 이를 만족시키기 위한 열설계를 수행하였다.

Table 2. Subsystem Temperature Limits

Components	Operating Temperature Range[℃]
Solar Cell	-100 ~ +100
Camera	-20 ~ +60
Communication	-40 ~ +85
EPS	-40 ~ +85
OBC	-40 ~ +85
Battery	-10 ~ +50



(a) External Configuration



(b) Internal Configuration

Fig. 4 Cube Satellite TMM

3.3 위성 열모델

열설계는 수동적 열제어 방법에 기초하여 진행하였으며, Fig.4는 Thermal Desktop을 이용하여 구축한 큐브위성 TMM의 외부(a) 및 내부(b) 형상을 나타낸다. 임무수행을 위해 위성체 외부에 배치되어 심해우주환경에 노출된 카메라를 포함한 상부패널(Upper Panel)에는 열적단열을 위해 MLI를 배치하여으며, 위성내부(Cube Inside)에는 복사에 의한 열전달로 온도구배 최소화를 위해 Black Paint를 처리하였다. 그리고 궤도운용 중 위성의 자세특성상 태양에너지 흡수가 비교적 많은 -Y Panel은 White Paint로 처리하였다. Fig.4(b)는 위성 열모델의 내부 형상을 나타내며, 주요 발열장비인 전자 임무보드 및 배터리를 모델링에 반영하였으며 보드상의 칩은 간략화를 위해 모델링에 반영하지 않고 각 보드의 발열량은 전자보드의 특정 노드점에 직접 적용하였다.

열해석에는 범용 열해석 프로그램인 Thermal Desktop의 RadCAD와 온도 분포 해석을 위한 열해석 프로그램인 SINDA를 사용하였다. SINDA는 각 노드에 대한 열에너지 평형식을 풀어 열 분포 및 온도 변화를 계산한다. 다음 식은 SINDA에서 일반적으로 사용되는 열에너지 평형식으로 위성 탑재체의 열해석 시 적용되었다[5].

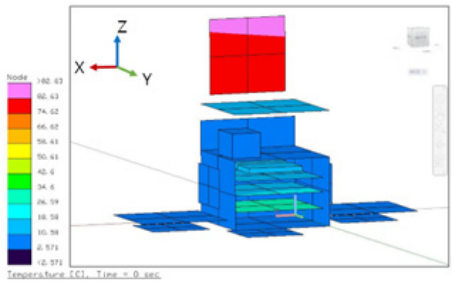
$$(mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^{N} G_{i,j}^{L}(T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{N} G_{i,j}^{R}(T_j^4 - T_i^4) + \dot{Q}_{i,env} + \dot{Q}_{i,int}$$

여기에서,

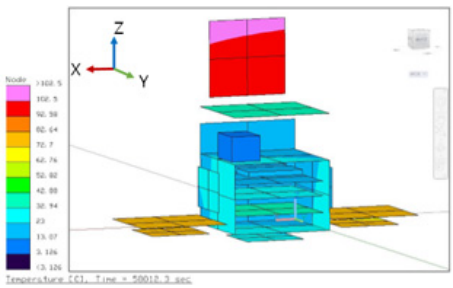
$(mC_p)_i$: thermal capacity of node i
T_i, T_j : temperatures of node i (or j)
G_{ij}^{L} : linear conductance between nodes i and j = k A/L
G_{ij}^{R} : radiation conductance between nodes i and j = $Ai\,F_{ij}$
k : thermal conductivity
A : cross sectional area through which heat flows
L : length of between nodes
A_i : surface area
F_{ij} : view factor between nodes
$Q_{i,env}$: absorbed environmental heating
$Q_{i,int}$: internally generated heat
$\dot{Q}_{rad}$ = $\epsilon\sigma A_s T^4$
ϵ : emissivity of the surface

σ : Stefan-Boltzmann constant
A_s : surface area[m^2]

온도분포를 해석하는 TMM은 위성의 각 부품을 노드로 나누어 모델링하여 열전달 지배방정식을 간단한 형태로 만든 후 유한차분법(FDM)을 이용한 수치해석 프로그램으로서, 이 방법은 계산이 간단하면서 노드의 크기가 작을수록 해석해와 잘 일치해 열해석 연구에 널리 쓰이고 있다[6,7,8].



(a) Hot case



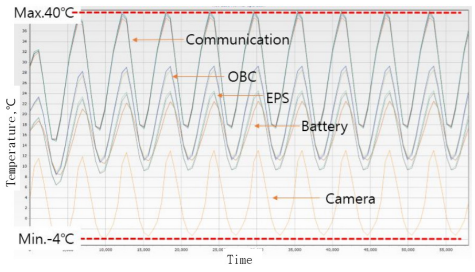
(b) Cold case

Fig. 5 Example of Thermal Map Obtained from Normal Operation Condition

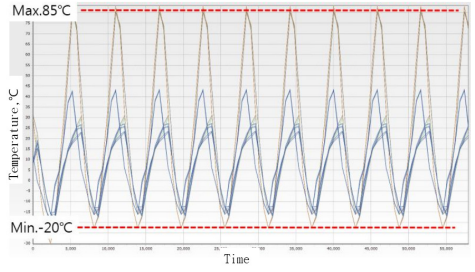
3.4 열해석 결과

궤도 열 해석에는 4가지 Case를 적용하였다. 먼저 모든 임무장비가 On 상태를 유지하는 Normal operation에서 궤도 상 동지인 Worst Hot case와 하지인 Worst Cold case, 그리고 임무장비가 Off 상태를 유지하는 Non-operation의 Hot and Cold case의 4가지 조건을 적용하여 궤도 열해석을 수행하여 각 임무장비의 허용온도와 이로부터 마진을 계산하였다. Figure 5는 Normal operation 상태에서의 Hot/Cold case로부터 얻어진 온도맵의 예를 나타내며, Fig.6는 각 임무장비의 온도프로파일을 나타낸다.

Table 3은 상기의 4가지 해석조건으로부터 얻어진 열해석 결과로 각 해석 Case로부터 도출된 최대,최소 온도값을 나타낸다. Worst Cold와 Hot 조건은 각각 임무장비가 Off 상태인 Cold Non-operation 조건과, 임무장비가 On 상태인 Hot operation 조건으로 규정하고 Table 2에 제시된 임무장비의 허용온도로부터 온도마진을 산출하여 Table 4에 나타내었다. 큐브위성의 경우 마진을 과도하게 확보할 경우, 시스템 개발의 부담을 가져올 수 있으므로 온도요구규격인 마진확보를 5도로 정의하였으며, 산출한 온도마진으로부터 열설계 요구조건인 5도 이상의 마진값이 확보됨을 확인하였다. 이로부터 영구자석 안정화 자세제어방식이 적용된 큐브위성 열설계의 타당성을 입증하였다.



(a)Camera&Boards



(b)Solar Panel

Fig. 6 Example of Temperature Profiles Obtained from Normal Operation Hot Condition

4. 결 론

큐브위성의 임무구현 및 설계 제약조건을 고려하여 위성의 자세제어를 위해 수동적 히스테리시스 댐퍼와 조합된 영구자석 안정화 방식을 적용하였으며, 이로부터 도출된 궤도프로파일을 적용하여 열해석을 수행하였다.

열해석 결과, 각 임무장비의 온도는 각 조건에서 허용온도 범위 내에 존재하며, 열설계 요구규격인 5도 이상의 온도 마진을 만족함으로 열설계의 타당성을 입증하였다. 열해석에서는 위성이 한 궤도를 공전하는 동안 상시 임무수행이 가능하다고 가정하여 전 궤도에 보드의 발열조건이 반영된 점, 사용보드의 정확한 물성치 미확보로 인한 모델의 불확실성 등이 존재하여 향후 열평형 시험을 통해 얻어진 보정 열모델을 이용한 열해석을 통해 온도의 재추정을 통한 열모델의 신뢰도 향상이 필요할 것으로 판단된다.

Table 4. Temperature Margin w.r.t the Worst Condition

Component	Operating Temp. Range[℃]	Cold Non-Ope.	Hot Ope.	Margin	
		T_{min}[℃]	T_{max}[℃]	w.r.t T_{min}[℃]	w.r.t T_{max}[℃]
Solar Cell	-100 ~ +100	-40	+85	+60	+15
Camera	-20 ~ +60	-12	+12.5	+8	+47.5
Communication	-40 ~ +85	-16	+40	+24	+45
EPS	-40 ~ +85	-9	+24	+31	+61
OBC	-40 ~ +85	-12	+29	+28	+51
Battery	-10 ~ +50	-2	+19	+8	+31

Table 3. Thermal Analysis Results for 4 Cases

Component	Non-Operating				Operating			
	Cold case		Hot case		Cold case		Hot case	
	T_{min}	T_{max}	T_{min}	T_{max}	T_{min}	T_{max}	T_{min}	T_{max}
Solar Cell	-40	+45	-25	+80	-40	+45	-20	+85
Camera	-12	+2	-9.5	+8	-6	+7.5	-4	+12.5
Communication	-16	+10	-12	+12	+15	+38	+17	+40
EPS	-9	+6	-6	+9	+6	+21.5	+9	+24
OBC	-12	+7.5	-8	+10	+8	+27	+11	+29
Battery	-2	+5	+2	+9	+9	+16	+11.5	+19

참 고 문 헌

[1] 장영근,이동호. 1997. “인공위성 시스템 설계공학” 서울:경문사. pp. 333-376

[2] Timothy D. Panczak, Steven G. Ring, Mark J. Welch, David Johnson, Douglas P.Bell. 2008.5 “Sinda/Fluint Thermal Desktop User’s Manual”, C&R Technology

[3] 하헌우, 오현웅, “영구자석 안정화 방식 적용한 극초소형 위성의 자세제어 성능분석” 항공우주시스템공학회지 제 7권 1호 pp. 44-48

[4] 신소민, 오현웅, “지구 저궤도에서 운용되는 영상센서를 위한 열설계 및 열해석” 한국항공우주학회지 제 39권 제5호, 2011, pp. 474-475.

[5] 이성택, 이상회, 최영종, 류정호, “다목적 실용위성 자세제어용 추력기 개발”, 한국추진공학회지, 제 1권 2호, 1997, pp. 67-73
[6] 이종률, 허환일, 김상호, 장수영, 이덕규, 이승훈, 최해진, “저궤도위성 광합탑재체의 지상 열진공 시험을 위한 예비 열해석” 제 36권 제5호, 2011.5 pp. 467-468.
[7] Yunas A.Cengel, “Heat Transfer-A Practical Approach 2nd edition”, Mc-Graw Hill Publishing, 2003.
[8] Holman J,P,,“Heat transfer, 7th edition”,Mc-Graw Hill Publishing, 1990.