技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(9), 720-725(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.9.720

열선절단방식 구속분리장치를 적용한 큐브위성의 구조설계

오현웅*, 권성철

Structural Design of Cube Satellite by Using Heating Wire Cutting Type Separation Mechanism

Hyun-Ung Oh* and Sung-Cheol Kwon
Space Technology Synthesis Lab., Department of Aerospace Engineering, Chosun University

ABSTRACT

Nylon wire cutting method by nichrome wire is generally applicable for cube satellite applications due to its advantages of simplicity. However, the system complexity is not avoidable to apply it on the cube satellite with multi-deployable structures. A lower constraint force of the mechanism is also one of the disadvantages of the mechanism. In this study, we proposed a preliminary structure design of cube satellite with the separation mechanism which is applicable for holding and release of the multi-deployable structures. The effectiveness of the mechanism design was verified through function test of EM mechanism. The structure analysis results showed that the structure design proposed in this study is feasible.

초 록

큐브위성에서는 일반적으로 열선 작동 시 나일론선의 절단과 함께 구속을 해제하는 메커니즘을 적용하고 있다. 이를 적용할 경우 메커니즘은 단순하여 적용이 용이하나 다수의 구조물의 구속 및 분리를 위해 다수의 열선을 적용해야 하는 등 시스템의 복잡화가 불가피하며, 나일론선의 체결력이 상대적으로 취약하여 작용하중이 큰 구조물의 구속을 통한 구조건전성 확보에 취약한 단점을 갖는다. 본 연구에서는 상기의 단점을 극복하기 위한 큐브위성용 구속분리장치와 이를 적용하여 복수구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 큐브위성의 구조설계를 제안하였다. 분리장치 실험실 모델의 동작시험을 통해 분리장치의 기능성을 검증하였으며, 주요 분리 대상체인 상부 및 하부 주구조체가 분리장치에 의해 동시 구속된 상태의 큐브위성의 구조해석을 통해 구조설계의 유효성을 입증하였다.

Key Words : Non-explosive Separation Mechanism(비폭발식 분리장치), Heating Wire Cutting(열선절단), Cube Satellite(극 초소형 위성)

Ⅰ. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 1kg 이하의 중량 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능하여 교육적 기술적 측면에서 주목을 받고 있으

† Received: March 20, 2013 Accepted: August 22, 2013
* Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

며 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다[1-4]. 국내에서도 경희대학교가 개발한 CINEMA[5]가 현재 궤도 운용중에 있으며, 제1회 큐브위성경연대회를 통해 선발된 개발팀에 큐브위성 제작, 발사 및 궤도운용 기회가 부여되는 등 큐브 위성분야의 활발한 연구개발을 통한 지적기반 구축이 예상된다.

발사시 수납되고 궤도상에서 전개되어 운용되는 전개형 구조물의 발사구조 건전성 확보를 위해 중·대형 위성에서는 일반적으로 파이로 폭발시 발생하는 구동력을 이용해 구속핀을 절단하여 구속을 해제하는 파이로식 구속분리장치가 적용되고 있다. 파이로식 구속분리장치는 그동안 수많은 우주적용사례를 통해 높은 신뢰도를 구축하고 있으나, 구속 핀 파단 시 발생하는 충격이 상대적으로 커 임무장비의 배치 설계 및 충격전달 경로 설계 여하에 따라 주요 임무장비 손상 등의 위험성이 존재한다[6]. 특히 큐브위성의 경우, 대형위성에 비해 크기, 형상 및 탑재공간이 극히 제한되어 있어 파이로식 구속분리장치 작동에 수반되는 충격 발생시 거리에 따른 댐핑 효과를 기대하기 힘들어 임무장비 손상 가능성이 높다고 할 수 있으며, 또한 파이로 구속장치 사용불가는 큐브위성의 주요 설계 요구조건이다.

일반적으로 큐브위성에는 열선과 결합된 나일론선으로 구속 대상 구조물에 체결력을 부가하고 열선의 발열로 체결선을 절단 하여 구조물의 구속을 해제하는 열선절단 방식 구속분리 장치가 적용되고 있다[7-8]. 본 장치는 구성 및 작동원리가 단순하여 적용이 용이하나, 복수 구조물의 구속 및 분리를 위해서는 복수의 열선을 적용해야 하는 등 시스템의 복잡화가 불가피하다. 또한, 나일론선의 체결력이 상대적으로 취약하여 작용 하중이 큰 구속 대상 구조물의 구조건전성 확보에 취약한 단점을 갖는다.

본 연구에서는 시스템 설계로부터 도출된 큐브위성의 임무구현을 위해 열선 절단형 비폭발식 분리장치를 적용하여 단수 분리장치로 다수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 구조 개념설계을 제안하였다. 본 분리장치는 상기의 기존 열선절단 방식의 단점인 다수 구조물 구속에 수반되는 시스템 복잡화와 낮은 체결력 그리고 파이로식 구속분리장치의 고충격의 단점을 극복할 수 있는 분리장치로, EM (Engineering Model)으로 제작된 분리장치의 기능시험과 주요 분리 대상체인 상부 및 하부 주구조체가 분리장치에 의해 동시 구속된 상태의 큐브위성의 구조해석을 통해 구조설계의 유효성을 입증하였다.

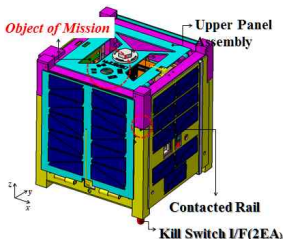
II. 본 론

2.1 큐브위성의 임무 및 구조형상

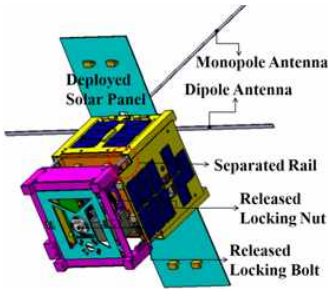
본 연구에서 제안한 큐브위성의 1차 임무는 Fig. 1(a)와 같이 탑재 카메라를 이용하여 지구를 배경으로 한 태극기 영상 획득이며, 2차 임무는 1차 임무 종료 후 카메라 시야각을 확보하여

(a) (b)

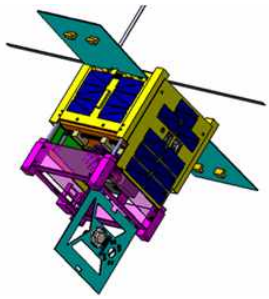
Fig. 1. Mission Definition [(a): Flag Image, (b): Earth Image Acquisition]



(a) Launch Configuration



(b) 1st Deploy Configuration



(c) 2nd Deploy Configuration

Fig. 2. Cube Satellite Configuration

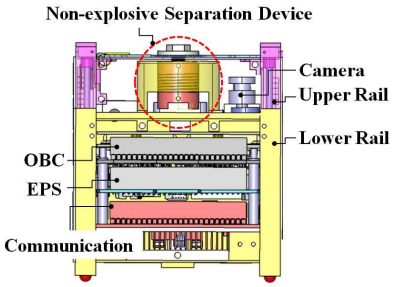


Fig. 3. Location of Separation Device

Fig. 1(b)와 같은 지구 영상을 지속적으로 획득함에 있다.

Figure 2는 상기의 임무 구현을 위해 도출된 큐브위성 형상으로 각각 발사시 구조형상(a), 궤도상에서 1차 임무인 태극기 이미지 획득을 위한 1차 전개형상(b) 그리고 2차 임무 수행을 위한 2차 전개형상(c)을 나타낸다. 1차 임무 수행을 위해 태극기 형상의 홈이 파인 상부판넬 하부에 탑재 카메라를 배치하고 이를 통해 지구를 배경으로 한 영상을 획득하면 Fig. 1(a)와 같은 임무수행이 가능하다. 임무 전자보드의 배치를 우선시할 경우, 탑재 카메라는 상부판넬과 근접한 곳에 위치하게 되며 이는 곧 초점거리 확보의 어려움으로 인한 영상품질 저하와 태극기 전체 형상의 시야각 확보에 어려움이 존재하여 Fig. 2(b)와 같이 상부판넬 조립체를 레일 내부에 배치된 스프링의 복원력으로 최적화된 거리에 위치하도록 1차 전개 임무를 수행하며, 이와 동시에 지상국과의 교신을 위한 상향·하향 안테나 그리고 2개의 태양전지판의 구속이 해제됨과 동시에 전개가 이루어진다. 상기 복수의 구속 해제 대상체는 상부판넬 조립체의 측면 판넬을 이용해 구조물에 구속력을 부가하며, 상부판넬 조립체의 충분한 구속력 확보를 위해 Fig. 3과 같이 상부판넬 조립체와 주구조체 사이에 구속분리장치를 배치하여 발사환경에서의 상부판넬 조립체의 구조건전성을 확보하였다.

2차 임무인 지구 영상 획득을 위해서는 카메라 시야각으로부터 상부판넬을 제거하여야 하며 이를 위해 큐브위성에 일반적으로 적용되는 열선에 의한 나일론선 절단 방식을 적용하였다.

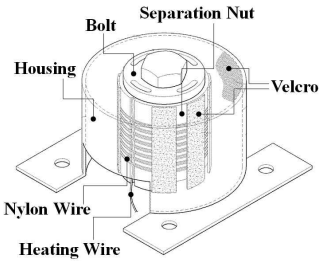
2.2 비폭발식 구속분리장치

큐브위성에 적용되는 종래의 열선에 의한 나일론선 절단방식의 낮은 체결력의 단점을 극복하고 임무구현을 위해 최소의 분리장치 적용으로 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 비폭발식 구속분리 장치를 제안하였으며 분리장치 EM의 기능 및 정하중 시험을 통해 설계의 유효성을 검증하였다.

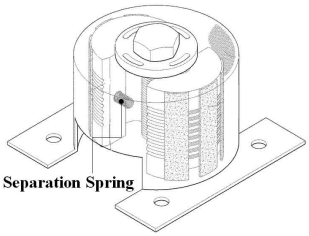
2.2.1 구속 및 작동원리

Figure 4는 열선 절단방식을 적용한 비폭발식 구속분리장치의 형상을 나타낸다. 분리장치는 분리너트, 이를 체결하여 구속너트 형성을 위한 체결선, 분리너트의 구속해제를 위한 체결선 절단용 열선, 구속해제 대상 구조물과 분리너트의 체결을 위한 구속볼트, 이들을 감싸도록 배치된 외부 케이스, 분리너트와 외부 케이스에 장착된 벨크로 그리고 분리너트의 분리를 원활하게 하기 위한 탄성스프링으로 구성된다.

분리장치 작동원리로는 두 개의 분리너트에 체결선으로 구속력을 부가하여 너트를 형성하고, 구속볼트를 이용하여 분리대상 구조물을 구속볼트와 분리너트로 고정하여 발사환경에서의 구조건전성을 확보한다. 궤도상에서는 체결선에 접촉된 열선 작동시 체결선이 절단되고 이와 동시에 구속 대상물에 대한 구속이 해제된다. 분리너트 분리시에는 내부에 구비된 스프링부재에 의해 신속 정확한 구속해제가 가능할 뿐만 아니라 분리된 양측 너트가 벨크로 부재에 의해 위치가 고정됨에 따라 구속볼트에 대한 간섭을 방지할 수 있다. 열선 체결방식으로는 Fig. 5와 같이 열선이 분리너트 측에 접촉되지 않고 체결선과 교호적으로 접촉되도록 배치되어 있어 열선 발열시 접촉에 의한 열손실을 방지하고 체결선의 절단시 발생되는 일부 체결선의 장력이완시에도 체결선의 절단이 용이함을 특징으로 한다.



(a) Before Separation



(b) After Separation

Fig. 4. Non-explosive Separation Device

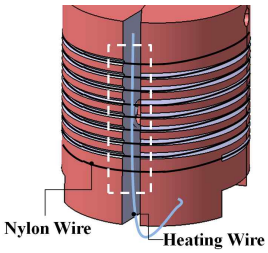


Fig. 5. Heating Wire Interface

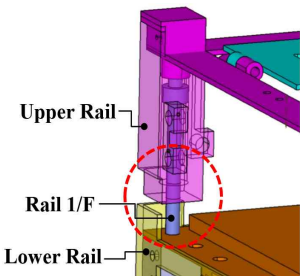


Fig. 6. Rail Interface between Upper Panel Assembly and Main Structure

상기의 분리장치가 결합된 큐브위성에 있어 상부판넬 조립체의 발사환경에서의 축방향 구조건전성은 주로 분리장치에 의해 확보되며, 횡방향에 대해서는 상부판넬 조립체와 하부 주 구조체의 레일 접속부에 Fig. 6과 같이 Ball & Socket 방식과 유사한 형태의 레일설계를 통해 상부판넬 조립체의 횡방향 구조건전성을 확보한다.

2.2.2 기능시험 결과

Figure 7은 비폭발식 분리장치 EM의 분리기능 시험결과로 열선작동으로부터 분리까지의 과정을 순차적으로 나타낸 것이며 설계가 의도한 바와 같이 분리된 너트가 외부 케이스 내부와 너트외부에 장착된 벨크로에 의해 부착되어 있음을 확인 할 수 있다.

기능시험과 함께 분리장치의 축방향 정하중 시험을 실시하였다. 큐브위성의 랜덤진동인증시험 규격인 14.1Grms와 상부판넬 조립체의 무게로부터 축방향 허용하중인 26.5N을 도출하였으며, 총3회의 정하중 시험을 통해 33N에 대한 축방향 구조건전성 확보가 가능함을 확인하였다. 정하중 시험 후에는 분리장치의 기능 재현성을 확인하기 위해 작동분리 시험을 재실시 하여 Fig. 7과 같은 분리장치의 정상작동여부를 확인하였다.

Table 1은 분리장치의 기능시험 결과로 상기의 정하중 시험후의 기능시험을 포함해 총5회의 시험을 통해 분리장치의 정상작동과 열선작동으로부터 분리까지의 응답은 최대 2.1초가 소요됨을 확인할 수 있었다.

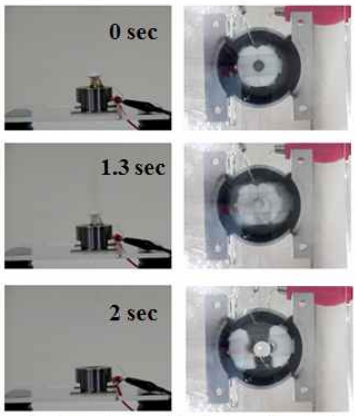


Fig. 7. Separation Sequence of Non-explosive Separation Device

Table 1. Separation Test Results Summary

No. of Test	Input Power (W)	Release Time (s)	Bolt Release	Nut Release
1	11	0.8	Pass	Pass
2	11	0.8	Pass	Pass
3	6	1.9	Pass	Pass
4	6	2.0	Pass	Pass
5	6	2.1	Pass	Pass

2.3 구조해석

본 연구에서 제안한 큐브위성의 발사환경에서의 구조건전성을 검증하기 위해 모드해석, 준정적해석, PCB 해석을 수행하였다. Figure 8은 구조해석을 위한 큐브위성의 FEM모델로, 하부 주구조체와 상부판넬 조립체의 각 프레임과 레일은 Beam 요소, 각각의 판넬과 PCB에 Shell 요소를 적용하였다. 하부 주구조체와 상부판넬 조립체를 연결하는 분리장치 및 레일 접속부는 분리장치 인증모델의 정하중 시험결과로부터 측정된 강성치 4170N/mm와 랜덤시험 규격으로부터 도출된 축방향 허용하중인 26.5N으로부터 충분한 구조건전성이 확보 가능한 점과 해석의 용이성을 고려하여 강체구속을 적용하였다. PCB의 경우, 형상설계상 체결류를 통해 기 조립된 PCB 조립체가 하부 주구조체의 상부와 하부판넬에 조립되는

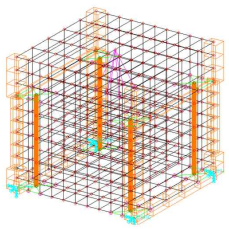


Fig. 8. Cube Satellite FEM

것을 고려하여 모델링에 반영하였다. 구속조건은 큐브위성 전용 사출장치인 P-POD 장착상태에서의 수락시험이 아닌 큐브위성 단독으로의 랜덤인증시험 실시를 고려하여 구조체 레일부 기저면에 부여하였다.

2.3.1 Modal Analysis

큐브위성의 구조 모드 주파수 요구조건은 100Hz이상으로 요구조건 충족 판단을 위해 모드해석을 수행하였다. Table 2는 구조해석에 적용된 PCB (Polyimide)와 구조체 재료 (Al6061-T6)의 물성치를 나타낸다.

Figure 9는 모드해석으로부터 도출된 큐브위성 조립체의 모드형상과 주파수로 1차 (379Hz)와 2차 (382Hz) 주 모드는 PCB에서 발생하며, 구조체 모드는 Fig. 10과 같이 상부판넬 구조체의 4차 (578Hz)와 13차 (894Hz)에서 발생하고 있음을 알 수 있다. 상기의 모드 해석결과로부터 큐브위성 조립체는 주파수 요구조건인 100Hz이상을 충족하고 있음을 알 수 있다.

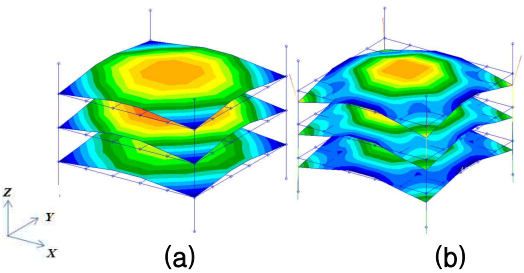


Fig. 9. PCB Mode Shape and Frequency [(a): Mode 1 (379Hz), (b): Mode 2 (382Hz)]

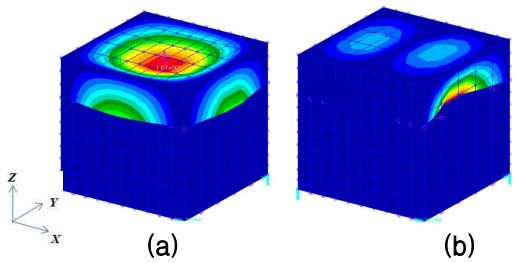


Fig. 10. Structural Mode Shape and Frequency [(a): Mode 4 (578Hz), (b): Mode 13 (894Hz)]

Table 2. Material Property

	Density [kg/m^3]	Young's Modulus [Gpa]	Poisson's Ratio	Yield Stress [Mpa]	Ultimate Stress [Mpa]
PCB	1850	18.37	0.136	.	242
Str.	2700	68.9	0.33	276	310

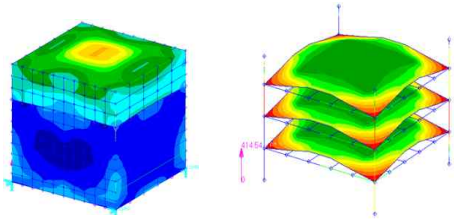


Fig. 11. Stress Contour Map (*z*-direction)

Table 3. Quasi-Static Analysis Result Summary

	Max Stress (Mpa)			SF	MoS (%)		
	x	*y*	*z*		*x*	*y*	*z*
PCB	1.37	1.37	2.61	1.40	146.2	146.2	76.3
Str.	1.35	1.64	2.11	1.25	163.5	133.6	104.6

2.3.2 Quasi-Static Analysis

상기와 같이 큐브위성 조립체 단독으로의 랜덤진동 인증시험 규격인 14.1Grms로부터 준정적 설계하중에 상응하는 42.3G를 도출하고, 이를 각 축 방향에 적용하여 준정적 해석을 수행하였다. 설계하중에 대한 구조건전성을 판단을 위해 재료의 허용응력(σ_{allow}), FEM으로부터 계산된 최대응력($\sigma_{\max}$) 그리고 안전계수 (SF: Safety Factor)로부터 다음과 같이 MoS (Margin of Safety)를 정의하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allow}}{SF \times \sigma_{\max}} - 1 \tag{1}$$

Figure 11에 준정적해석 결과의 예로 최대응력이 발생하는 z 방향에 대한 응력분포를 나타내며, Table 3의 각 축에 대한 준정적 해석결과로부터 충분한 MoS가 확보됨을 알 수 있다.

2.3.3 PCB Analysis

큐브위성에 적용된 소자의 구조건전성 판단을 위해 피로파괴이론에 기초해 주요 PCB 소자의 구조안전성 분석을 수행하였다. Figure 12는 큐브위성에 적용된 상용 EPS 보드이며 보드형상, 크기 및 해석에 적용된 소자위치를 나타낸다. 소자의 피로파괴에 대한 소자의 안정성 평가를 위해 먼저 소자에 대한 허용 처짐(δ_{allow})을 다음의 실험식[9]으로부터 도출하였으며,

$$\delta_{allow} = \frac{0.0028\,d}{Ctrl^{0.5}} \tag{2}$$

소자의 구조 안전성 판단을 위해 FEM으로부터 계산된 최대변위($\delta_{\max}$)로부터 다음과 같이 MoS를 정의하였다.

$$MoS = \frac{\delta_{allow}}{SF \times \delta_{\max}} - 1 \tag{3}$$

Table 4. PCB Analysis Results Summary

PCB	$\delta_{\max}$ (mm)	δ_{allow} (mm)	MoS(%)
EPS	0.0935	0.457	29.1
OBC	0.0148	0.356	182
Comm.	0.015	0.323	162

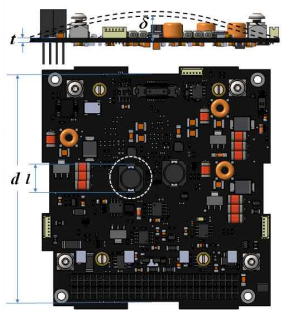


Fig. 12. EPS Board Configuration (C=1.26, t=1.6mm, r=0.8mm, l=11.6mm, d= 90mm)

Table 4는 각 보드의 주요 소자의 변위와 이로부터 산출된 MoS를 나타낸다. EPS보드에서 최대변위가 발생하며, MoS는 약29%로 발사환경에서의 소자의 구조건전성이 보장됨을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서 제안한 비폭발식 분리장치의 분리방식으로는 기존의 큐브위성에 일반적으로 적용된 열선에 의한 나일론선 절단 방식을 적용하고 있으므로 신뢰도가 보장가능하다. 또한 볼트에 의한 구속방식을 적용하고 있어 체결력이 높음에도 불구하고 파이로식 분리장치와 달리 과도충격응답 최소화가 가능하여 탑재공간이 극히 제한되어 있는 큐브위성의 주요 임무장비 손상 방지 및 적용 방식에 따라서는 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능함을 특징으로 한다.

References

1) K. L. Hwang, M. I Min, B. Y Moon and Y. K. Chang “Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Picosatellite” J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 9, 2004, pp. 103-113.

2) H. S. Seo, J. H. Lee, S. H. Kim, K. W. Kim, C. H. Kim, J. H. Lim, S. W. Kim, S. H. Kim, D. S. Hwang, J. W. Lee and E. S. Han “Analysis On Nano or Pico-Satellite System Design Technologies” J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May. 2012, pp. 1033-1036.

3) K. Konoue, and S. Matsunaga, “A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001” Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, Japan, October 2001, pp. 801-806.

4) S. H. Kim, J. Y Kim, T. Y. Kong, J. H. Park and S. I. Jeong “Design and Manufacturing Process of Nanosatellite SNUSAT-1 Prototype” J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May. 2012, pp. 1093-1096.

5) Y. S. Lee, H. Jin, J. H. Sun, G. H. Kim, D. H. Lee, G. David and P. Robert “Mechanical Design of STEIN for Kyung Hee CINEMA” J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May, 2010, pp. 467-470.

6) J. R. Jung, G. I. Kim, S. J Lee and C. H. Kang “Characteristics of the Shock Response Spectrum for Structures Subjected to Pyroshock” J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May, 2011, pp. 940-946.

7) H. Sawada, and S. Matsunaga “A Development of Mechanism and Structure of TITech Cubesat CUTE-I and Environment Test” Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, Japan, October 2001, pp. 807-812.

8) W. Miyazawa, and I. Morita “Tokyo Tech Pico-Satellite CUTE-II: Missions and Concept Design” Society for Aeronautical and Space Science, Tokyo, Japan, Vol.24, 2004, pp. 1136-1141.

9) S. Y. Jeong, H. U. Oh, K. J. Lee, B. S. Kim, “Mechanical Stability Analysis of PCB and Component for Launch and On-orbit Environment” J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 10, September, 2011, pp. 952-958.