

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(10), 867-875(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.867

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 나일론선 절단방식 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 기능검증

박연혁\*, 고지성\*, 채봉건\*\*, 이성호\*\*, 오현웅\*\*\*

## Functional Verification of Nylon Wire Cutting-Type Holding &amp; Release Mechanism for 6U CubeSat's Solar Panel

Yeon-Hyeok Park\*, Ji-Seong Go\*, Bong-Geon Chae\*\*, Seong-Ho Lee\*\* and Hyun-Ung Oh\*\*\*

Department of Aerospace Engineering, Chosun University\*,\*\*\*

Department of Satellite System, Dream Space World\*\*

## ABSTRACT

Conventional nylon wire cutting-type holding and release mechanisms (HRMs) are limited to securely hold the solar panel under launch environment as the size of the panel increases because the nylon wire is tightened directly on the surface of the solar panel. In this study, we proposed a nylon wire cutting-type HRM for 6U CubeSat's solar panel applying elliptic-shaped bracket with a Ball & Socket interface. The proposed HRM has the advantage of higher holding capability along in-plane and out-of plane directions of solar panel and simplicity in tightening process of nylon wire. The design drivers of structural design of CubeSat's solar panel with the proposed HRM were defined by structural analysis under launch loads. In addition, The design effectiveness of the proposed HRM was verified through the functional tests according to the thickness of nylon wire and the number of wire winding under various temperature conditions.

## 초 록

종래의 큐브위성용 나일론선 절단방식 태양전지판 구속분리장치는 단순히 패널 평면상에 나일론선을 체결함에 따른 취약한 구속력으로 인해 태양전지판 면적이 증가함에 따라 발사하중에 대한 구조 건전성 확보에 한계가 존재한다. 본 연구에서는 전술한 종래 분리장치의 한계점 극복을 위해 Ball & Socket 접속부가 반영된 별도의 타원형 브라켓을 적용하여 높은 구속력, 전개 및 평면 방향 동시구속 및 체결작업의 용이성 등의 장점을 갖는 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치를 제안하였다. 상기 구속분리장치의 설계 방향성 파악을 위해 큐브위성용 태양전지판 조립체에 대한 발사하중을 고려한 구조해석을 실시하였다. 또한, 상이한 온도조건에서의 나일론선 두께 및 체결횟수에 따른 기능시험을 수행하여 제안된 구속분리장치의 유효성을 검증하였다.

**Key Words** : CubeSat(큐브 위성), Holding and Release Mechanism(구속분리장치), Solar Panel(태양전지판), Nylon Wire(나일론선)

† Received : July 4, 2018    Revised : September 13, 2018    Accepted : September 21, 2018

\*\*\* Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

## 1. 서 론

극초소형 또는 초소형 위성으로 분류되는 큐브 위성은 기본 규격인 1U를 기준으로 10 cm × 10 cm × 10 cm의 크기 및 1.33 kg 미만의 중량 등 제한된 설계 요구조건을 가지나 중·대형 급 상용 위성에 비해 단기간에 저비용으로 개발이 가능하며, 임무실패에 따른 위험부담이 비교적 적은 장점을 가진다. 따라서 큐브위성은 지구 및 천체관측을 비롯하여 통신, 과학실험, 첨단우주기술의 궤도검증 등에 폭넓게 활용되고 있다[1]. 미국, 일본, 유럽과 같은 우주개발선진국에서는 큐브위성을 이용하여 신기술에 대한 궤도검증을 실시 후 실제 임무에 적용하는 등 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다. 아울러, 미국 항공우주국 (National Aeronautics and Space Administration, NASA)의 JPL (Jet Propulsion Laboratory)은 고도 400 km의 저궤도 상에서 Ka-band 대역의 전개형 파라볼릭 메쉬 안테나를 사용하여 지구기후 관측을 위한 6U 규격의 RainCube를 개발하였다[2].

이렇듯 최근 고해상도의 관측임무 및 심우주 탐사 등 큐브위성의 임무가 고도화, 다양화됨에 따라 상용 위성급에 준하는 임무수행을 위해 큐브위성의 규격이 증가하고 있는 추세이다. 따라서 큐브위성의 고도화된 임무수행에 있어 고기능성 구현을 위해 전개형 구조물의 적용이 활발히 이루어지고 있다. 대표적으로 큐브위성의 주 전력원인 태양전지판의 경우, 임무에 따라 증가하는 소요전력을 충족함에 있어서 위성체의 극히 제한적인 부피로 인해 태양전지를 부착할 면적이 제한적인 점을 극복하기 위해 주로 전개형 태양전지판으로 적용된다. 상기 태양전지판은 큐브위성의 발사 시 공간적 제약 및 발사하중에서의 구조건전성 확보가 어렵기 때문에 태양전지판을 비롯한 전개구조물은 발사 진동환경에서의 구조건전성 확보를 위해 구속되고, 궤도상에서는 본래의 임무수행을 위해 전개시키기 위한 구속분리장치의 적용이 필수적이다[2-4].

일반적으로 중·대형 위성용으로는 화약을 폭발시켜 구속볼트를 절단함으로써 구속력을 해제하는 방식의 폭발식 구속분리장치가 주로 적용된다[5]. 이는 높은 체결력 및 고신뢰도의 장점이 있는 반면, 분리장치 작동 시 유발되는 높은 충격, 분리장치의 부피, 무게 및 비용 등 큐브위성의 설계 요구조건에 대부분 부합하지 못하는 문제점이 있다. 따라서 큐브위성은 나일론선으로 구속대상 구조물에 체결력을 부가하고, 이를 열선 또는 저항소자의 발열로 절단하여 구조물의 구속을

해제하는 나일론선 절단방식 구속분리장치가 주로 적용되고 있다[6,7]. 이는 구성과 작동원리가 단순하고, 저충격 및 저가에 개발이 가능하여 큐브위성에 폭 넓게 적용되고 있다. 상기 나일론선 절단방식의 구속분리장치가 적용된 큐브위성의 대표적인 예를 Figs. 1(a), (b)에 나타내었다. Fig. 1(a)는 Massachusetts Institute of Technology에서 개발한 6U 큐브위성 MicroMAS-1의 태양전지판 분리장치를 나타낸다. 상기 태양전지판의 구속을 위해 큐브위성 구조체 하단에 존재하는 홀을 통해 나일론선이 관통하여 태양전지판에 구속력을 부가하고, 분리 시 열선의 작동으로 인한 발열로 나일론선을 절단하여 구속을 해제하는 방식이 적용된다. Fig. 1(b)는 NanoAvionics사에서 개발한 6U급 큐브위성 LituanicaSAT-2의 구속분리장치로서 큐브위성 구조체에 마련된 고리형상의 브래킷과 태양전지판의 2개의 홀을 나일론선이 관통하여 구속하는 방식으로 저항소자의 발열로 나일론선을 절단되어 구속이 해제되는 방식이 적용된다. 상기와 같은 태양전지판 구속분리장치는 전술한바와 같이 시스템이 간단하고 작동원리가 단순하여 적용이 용이한 장점이 존재하지만, 태양전지판의 평면상에서 나일론선 체결이 이루어지고 태양전지판의 구속이 나일론선 자체의 구속력에만 의존하게 되므로 체결력이 취약하며 태양전지판의 전개 및 평면방향의 동시구속이 불가능한 단점이 존재한다. 또한, 작업자가 나일론선을 체결하는 과정에서 나일론선에 충분한 장력이 유발되도록 체결하는 작업이 어려우며, 최대한 장력을 발생시킬 수 있도록 체결되더라도 발사 진동환경에서 나일론선이 쉽게 풀릴 수 있어 의도치 않게 사출장치 내에서 구속이 해제되어 발사 중 태양전지가 파손될 수 있는 등의 문제점이 존재한다. 전술한 바와 같이 고도화 및 다양화되는 임무수행을 위해 큐브위성의 크기가 6U, 12U 또는 27U로 증가하고 있는 추세에 있으며, 이에 따라 전개형 태양전지판의 크기도 증가하고 있다. 따라서 구속력이 향상된 분리장치의 필요성이 증대되고 있으나, 현재까지 전술한 단점을 극복 가능한 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치가 전무한 실정에 있다.

본 연구에서는 종래 분리장치의 한계점을 극복하기 위해 새로운 방식의 나일론선 절단방식 구속분리장치를 제안하였다. 제안된 구속분리장치는 종래 분리장치에 비해 높은 구속력 확보가 가능하며, 태양전지판의 전개 및 평면방향의 동시구속이 가능하여 발사환경 하에서 나일론선의 구조건전성 확보가 가능한 장점으로 비교적 넓은

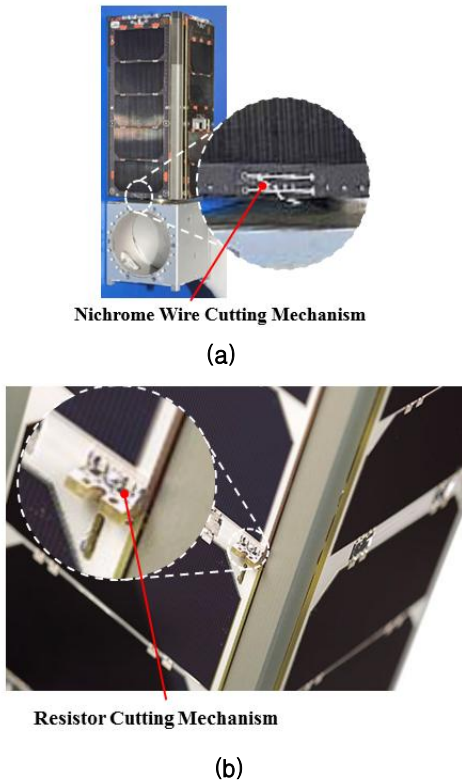


Fig. 1. Holding & Release Mechanism for 6U Cube-satellite[(a): MicroMAS-1, (b): LituaniaSAT-2][8-9]

면적의 태양전지판의 구속/분리에 용이한 장점을 갖는다. 따라서 본 논문에서 제안한 구속분리장치의 적용 대상인 6U 큐브위성 태양전지판 조립체에 대해 발사하중을 고려한 구조해석을 수행하여 구속분리장치의 설계 방향성을 파악하였다. 아울러 상기 구속분리장치를 상이한 온도조건에서의 나일론선 두께 및 체결 횟수에 따른 전개 및 기능시험을 수행하여 구속분리장치의 기능성을 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 6U 큐브위성용 태양전지판 구성 및 형상

Figure 2는 본 연구에서 제안한 나일론선 절단 방식 구속분리장치를 적용하고자 하는 6U급 큐브위성용 태양전지판 조립체의 형상을 나타낸다. 상기 태양전지판 조립체는 큐브위성의 구조체를 모사하기 위한 기저면 구조체, 태양전지판, 스프링 힌지부 및 구속분리장치로 구성된다. 태양전지판은 6U 규격에 기반하여 약 20.9 cm × 32.65

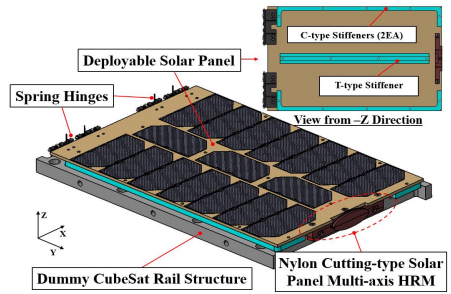


Fig. 2. Configuration of Solar Panel Assembly

cm의 크기를 가지며, 발사환경에서 상기 태양전지판의 충분한 강성 확보를 목적으로 구조설계를 통해 태양전지가 부착되는 면의 반대면의 중앙부 및 양측에 각각 보강재를 Fig. 2와 같이 설계하였다. 발사 시에는 태양전지판이 +Y 방향 경계에 위치한 구속분리장치에 의해 수납 및 구속되며, 반대로 궤도상에서 전개 시에는 구속분리장치에 마련된 PCB의 저항소자가 발열하여 나일론선이 절단됨에 따라 구속이 해제되어 스프링 힌지에 의해 태양전지판이 X축 회전방향으로 전개된다.

### 2.2 6U 큐브위성용 태양전지판 조립체에 대한 구조해석

#### 2.2.1 구조해석 개요

본 연구에서 제안한 6U급 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치 설계를 위해 2.1절에서 소개한 6U 규격의 태양전지판 조립체 예시를 기반으로 발사진동환경에서 구조 건전성을 확보 가능한 설계 방향성을 파악하기 위해 모드해석 및 준정적해석을 수행하였다. 상기 모드해석으로부터 1차 고유진동수가 100 Hz 이상을 요구하는 6U 규격의 큐브위성용 태양전지판 조립체의 강성요구조건 만족여부를 파악하였으며, 준정적 해석으로부터 1차 고유진동수가 고려된 랜덤등가정적하중이 태양전지판 조립체에 작용 시 구속분리장치의 나일론선에 작용하는 반력을 산출하여 구조건전성을 평가하였다[10].

상기 해석을 수행하기 위해 구축된 태양전지판 조립체에 대한 유한요소모델(Finite Element Model, FEM)은 주요 구성품의 형상 및 특성에 따라 Fig. 3과 같이 구축하였다. 태양전지판의 경우 CQUAD4, CTRIA3와 같은 Shell 요소로 구축하였으며, 힌지부와 보강재는 Solid 요소인 CHEXA8, CPENTA6 요소를 이용하였다. 그리고 RBE2 (Rigid Body Element 2) 요소를 적용하여 각 구성품 간의 볼트 체결조건을 모사하였으며, 구속분리장치의 경우 상세 모델링을 수행하지 않

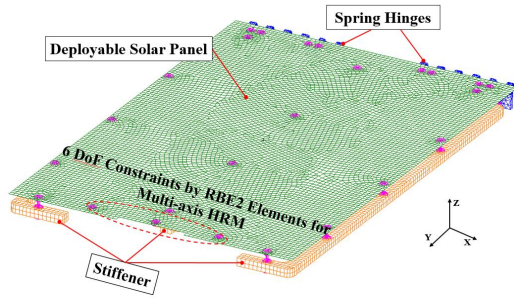


Fig. 3. Finite Element Model of Solar Panel Assembly with Multi-axis HRM

고 강제조건으로 모사하기 위해 3개의 RBE2 요소로 단순화하여 구축하였다. 힌지의 회전부는 회전 자유도 부여를 위해 각각 RBE3 (Rigid Body Element 3) 요소와 CBEAM 요소를 사용하였으며, 상기 CBEAM의 물성치는 알루미늄을 적용하였다. 또한, 태양전지판 시스템은 큐브위성 구조체에 장착되기에 힌지에 마련된 체결부 4군데에 6자유도 ( $U_x=U_y=U_z=R_x=R_y=R_z=0$ ) 구속조건을 부여하였다. 아울러, Table 1에 각 구성품 구축을 위해 적용된 요소 및 개수, Table 2에 태양전지판 조립체의 물성치를 나타내었다.

Table 1. Information of Finite Element Model

Item		Number of Node or Element	Total
Node		51166	51166
Element	Solid	CHEXA8	2086
		CPENTA6	152
	Shell	CTRIA3	229
		CQUAD4	7646
		CBAR	8
		RBE2	54
		RBE3	12
		32709	

Table 2. Material Properties for Structural Analysis

Parts	Material	Young's Modulus (GPa)	Poisson's Ratio	Density (kg/m <sup>3</sup> )
Solar Panel	FR4	18.73	0.136	1850
Stiffener	G10	22.4	0.144	1800
Hinge	Al6061-T651	69	0.33	2700

### 2.2.2 모드 해석

6U 규격의 큐브위성용 태양전지판 조립체는 1차 고유진동수가 100Hz 이상을 만족해야하는 강성요구조건이 존재한다. 따라서, 태양전지판 조립체의 동적응답특성 및 모드형상을 예측하기 위해 Fig. 3의 유한요소모델로부터 모드해석을 수행하였다. 모드해석 케이스는 구속분리장치 및 보강재의 적용 유무에 따른 해석을 수행하였다. Figs. 4(a)~(b)는 상기 해석조건에 대한 태양전지판 시스템의 모드형상 및 응답 주파수를 나타낸다. Fig. 4(a)는 보강재 미적용 조건에서의 1차 모드형상 및 응답 주파수를 나타낸다. 이때의 모드형상은 태양전지판에 굽힘모드가 발생하였으며, 1차 고유진동수는 70.5 Hz를 나타내었다. Fig. 4(b)의 경우, 보강재가 적용된 조건으로 1차 모드형상은 태양전지판에 굽힘모드가 발생하였으며, 1차 고유진동수는 130.9 Hz를 나타내었다. 상기 해석결과로부터 6U 규격의 태양전지판은 구속분리장치가 실제보다 과도한 구속조건으로 구현됨에도 불구하고 강성요구조건을 만족에 어려움을 확인하였다. 태양전지판의 강성을 증가시키기 위해 다수의 구속분리장치를 적용 시, 전력 공급을 위한 태양전지 장착 공간의 감소로 큐브위성의 임무를 위한 소요전력 생성에 어려움이 존재 및 시스템 복잡화에 따른 신뢰도 감소의 문제점이 존재한다. 따라서, 단일 구속분리장치 적용으로 태양전지 장착 공간 확보, 태양전지판의 강성 증가와 극심한 발사환경에서 태양전지판의 변형을 최소화하여 태양전지의 구조건전성을 확보하기 위해 별도의 보강재의 적용이 필수적임을 알 수 있다.

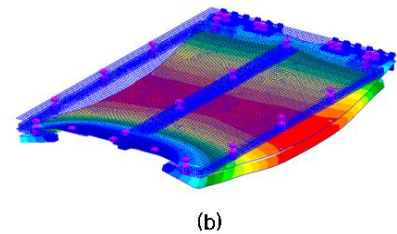
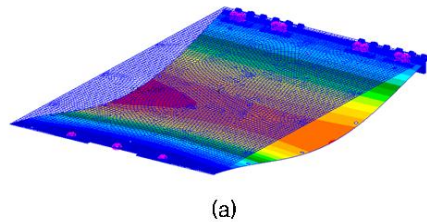


Fig. 4. Mode Shapes of Solar Panel Assembly [(a): w/o Stiffener (70.5Hz), (b): with Stiffener (130.9Hz)]

### 2.2.3 준정적 해석

구속분리장치에 체결력을 부여하는 나일론선에 대한 구조 건전성 검토를 위해 모드 해석에서 도출된 1차 고유진동수를 고려한 랜덤등가정적하중을 도출하여 준정적 해석을 수행하였다. 상기 하중을 도출하기 위해 Miles' Equation[11]인 식 (1)을 적용하여 계산하였다.

$$\ddot{x}_{max} = \alpha \sqrt{\frac{\pi}{2} Q \cdot f_n \cdot U_{PSD}(f_n)} \quad (1)$$

여기서,  $\alpha$ 는 표준편차의 배수를 나타내며, 본문에서는 최대 가속도 응답을 99.7%의 확률을 갖도록  $3\alpha$ 를 적용하였다. 또한,  $Q$ 는 증폭계수,  $f_n$ 은 모드해석 결과 중 Fig. 4(c)의 1차 고유 진동수,  $U_{PSD}$ 는 Table 3에 기술된 입력 PSD (Power Spectrum Density)를 나타낸다. 따라서, 랜덤등가정적하중은 상기 식 (1)로부터 57 g가 도출되며 이로부터 준정적 해석을 수행하였다. 상기의 해석을 수행할 시 하중 57 g를 태양전지판의 전개 방향인 Z 방향으로 인가하여, 구속분리장치를 모사한 3개의 RBE2 요소에서 발생하는 반력으로부터 안전여유 (Margin of Safety, MoS)를 식 (2)를 이용하여 계산하였다.

$$MoS = \frac{F_{allowable}}{S.F \times F_{max}} - 1 \geq 0 \quad (2)$$

여기서,  $F_{allowable}$ 은 나일론선의 최대 허용 반력,  $F_{max}$ 는 구조해석으로부터 계산된 최대 반력, 그리고 S.F는 안전계수 (Safety Factor)를 나타내며 1.25의 값을 적용하였다[12]. Table 4는 준정

Table 3. Random Vibration Specification[13]

Frequency (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	Acceleration (Grms)
20	0.026	14.1
50	0.16	
800	0.16	
2000	0.026	

Table 4. Quasi-static Analysis Results of Nylon Wire for HRM

Material	Number of winding	F <sub>allowable</sub> [N]	F <sub>max</sub> [N]	S.F	MoS
			Z Dir.		Z Dir.
Nylon	1	56.22	62.08	1.25	-0.28
	2	112.44	62.08		0.45
	3	168.66	62.08		1.17

적해석 결과로서 구속분리장치의 나일론선 체결 횟수에 따른 최대 반력에 대한 안전여유 계산 결과를 나타낸다. 이로부터, 구속분리장치는 최대 반력 62.08N에 대한 안전여유가 확보되어야 하며, 구속분리장치에 적용된 나일론선의 최대 허용하중은 약 77N 이상이 요구된다. 따라서, 나일론선 체결횟수가 최소 2회 체결 조건일 때 최대허용하중 112.44N으로 랜덤등가하중에 대하여 구조건전성이 확보됨을 알 수 있다. 이로부터 6U 규격 이상의 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치 설계 시 발사하중에 대한 구조건전성을 확보를 위해 나일론선이 최소 2회 체결이 가능한 설계가 요구된다.

### 2.3 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리 장치의 구성 및 형상

전술한 구조해석 결과를 고려하여 본 연구에서는 6U급 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치를 Fig. 5와 같이 제안하였다. 상기 분리장치는 태양전지판과 기저면 구조체에 각각 마련된 브래킷, 전개 상태스위치, PCB (Printed Circuit Board), 저항 소자, 전기적 Interface 커넥터로 구성된다. Fig. 5(a)는 발사환경에서 태양전지판의 수납 시 태양전지판 측 브래킷과 기저면 구조물 측 브래킷이 결합된 형상을 나타낸다. 상기의 결합된 상태에서 나일론선이 Fig. 5(b)와 같이 양측 브래킷에 적용된 I/F 홀을 관통한 후 Fig. 5(a)의 타원형 브래킷의 가이드 레일을 따라 감아서 최종적으로 체결이 이루어지게 된다. 이 때, 양측 브래킷의 나일론선 체결부는 태양전지판의 X축에 대해 장방향이 되도록 하는 타원형으로 설계됨으로서 의도적으로 나일론선과 브래킷 간의 마찰력이 발생하도록 함에 따라 더욱 높은 체결력 확보가 가능하다. 또한 브래킷이 결합됨에 따라 양측 브래킷에 마련된 Ball & Socket 접속부에 마찰력이 발생하여 태양전지판의 X, Y 평면 방향에 대한 구속이 동시에 이루어진다. 따라서, 결과적으로 태양전지판의 모든 방향에 대한 구속이 이루어지게 되며 이는 종래 나일론 방식 분리장치와 차별화되는 본 연구에서 제안된 분리장치의 장점

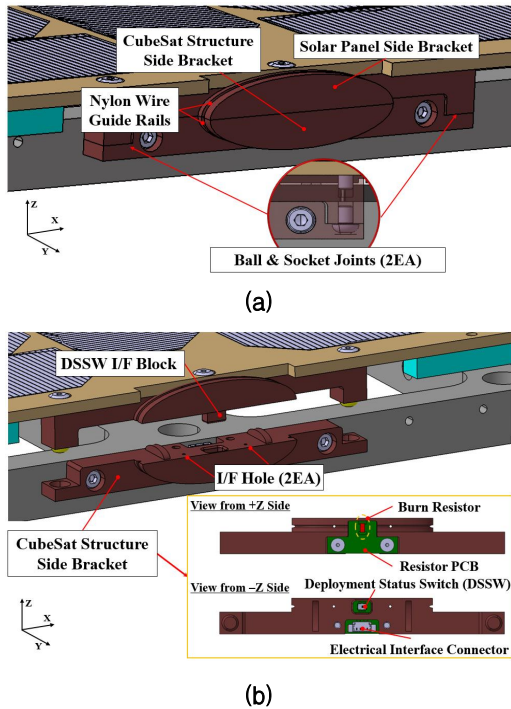


Fig. 5. Close-up View of Multi-axis HRM [(a): Stowed Configuration, (b): Deployed Configuration]

이다. 그리고 체결된 나일론선은 기저면 구조체 측 브래킷 중앙부에 장착된 PCB의 저항소자와 접촉이 이루어지도록 하며, 신뢰도 있는 전개를 위해 나일론선에 장력이 발생하도록 브래킷 가이드 레일보다 높은 위치에 저항소자가 배치되어 있다. 전개 상태스위치의 경우 저항소자의 장착면의 반대편에 설치되어 브래킷 결합 시 I/F 블록에 의해 전개 상태스위치가 작동 되도록 설계되었다. 태양전지판 전개 시에는 양측 브래킷의 구속을 해제하기 위해 기저면 구조체측 브래킷에 위치한 커넥터로부터 저항소자에 전력을 인가 시 발생하는 발열로 나일론선을 절단하여 Fig. 5(b)와 같이 구속이 해제되면서 스프링 힌지에 의해 전개가 이루어지게 된다. Table 5는 Fig. 5의 구속분리장치에 사용된 나일론선 및 저항소자의 사양을 나타낸다. 전개형 태양전지판 구속을 위해 직경 0.1 mm, 최대 허용 하중 56.22N의 나일론선을 적용하였으며, 4.7Ω의 저항 값을 가진 SMD (Surface Mount Device) 타입 저항소자를 사용하였다. Fig. 6은 전술한 구속분리장치에 적용된 I/F 홀과 가이드 레일을 따라 최적화된 상세한 나일론선 매듭 방법 및 순서를 나타낸다. 상기 방법은 기존의 매듭에 비해 간단하고 신뢰

Table 5. Specifications of The Nylon Wire and Burn Resistor[14-15]

Item	Details	Value
Nylon wire	Manufacturer	Berkley
	Material	Fluorocarbon
	Diameter	0.1 mm
	Max. Allowable Force	56.22 N
Burn Resistor	Manufacturer	Walsin Technology Co.
	Package	SMD Type
	Package Size Code	3216
	Electrical Resistance	4.7 Ω
	Resistance Tolerance	±1%
	Max. Power Dissipation	0.25 W (T <sub>amb</sub> =70°C)

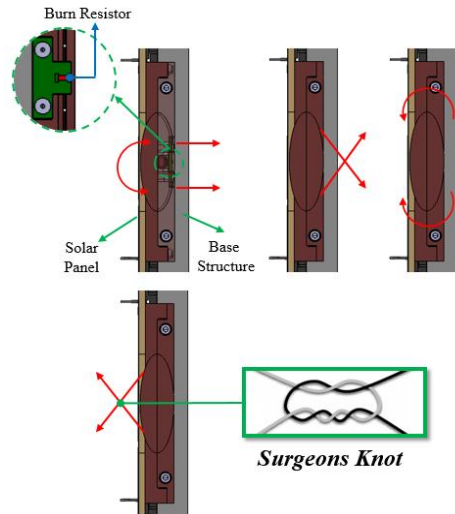


Fig. 6. Optimizes Tightening Process of The Nylon Wire

성 있는 매듭 방법으로 높은 체결력과 기계적 구속 및 해제 보장이 가능하다.

#### 2.4 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치 기능검증 시험

Figure 7은 본 연구에서 제안한 태양전지판 구속분리장치의 설계 유효성 검증을 위한 기능시험 구성을 나타낸다. 시험구성은 구속분리장치가 적용된 태양전지판, 저항소자에 전력을 인가하기 위한 전원 공급기, DSSW (Deployment Status Switch)의 상태에 따라 인가 전력을 제어하기 위



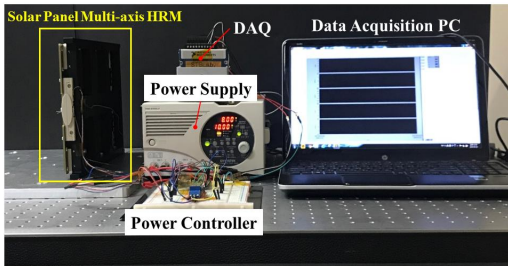


Fig. 7. Deployment Test Set-up for Solar Panel Assembly with Deployable Mechanism

한 전원 제어기, 전개 신호를 수집하기 위한 DAQ 및 PC로 구성되어 있다. 또한 상기 태양전지판은 Fig. 3과 같이 전개 시 중력에 의한 영향성 최소화를 위해 태양전지판 조립체를 중력 방향에 대해 수직으로 설치하였다.

Figure 8은 본 연구에서 제안한 구속분리장치가 적용된 6U 큐브위성 태양전지판이 상온조건에서 나일론선 3회 체결 및 입력전압 8V일 때의 전개 과정을 나타낸 사진이다. 상기 사진으로부터 분리장치에 마련된 저항소자의 발열로 인해 나일론선이 절단된 후 약 2.5초 이내에 태양전지판의 완전 전개가 성공적으로 이루어짐을 확인하였다.

Figure 9는 구속분리장치의 구속이 해제되는 순간을 IR (Infrared) 카메라가 촬영한 온도 사진

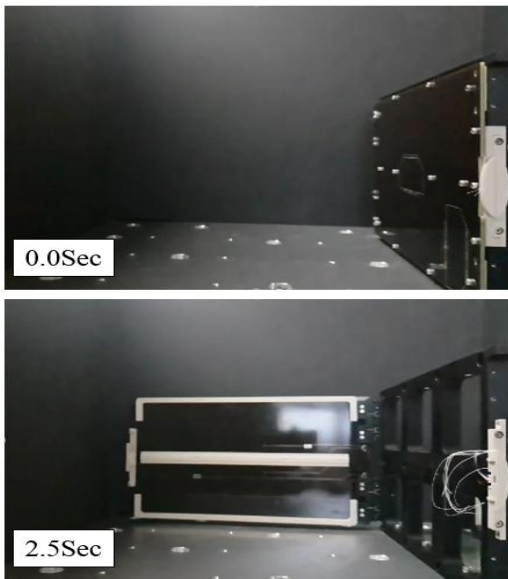


Fig. 8. Sequential Release Images during The Release Activation of the HRM

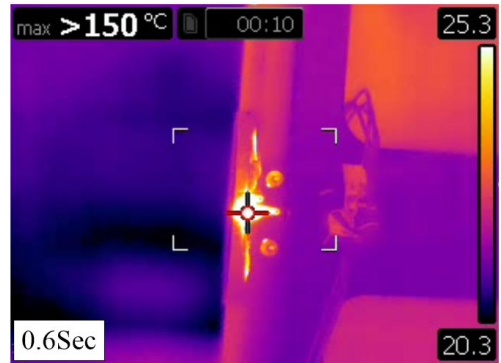


Fig. 9. Temperature Image Captured by The IR Camera during The Release Activation of the HRM

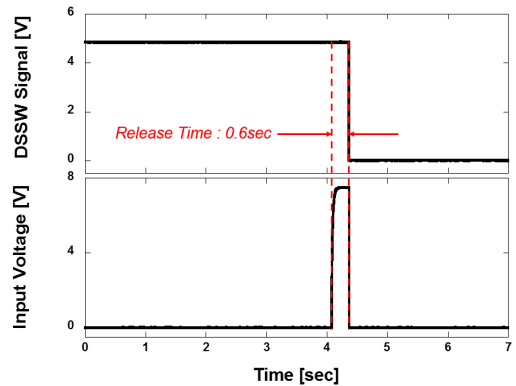


Fig. 10. The Time Histories for The Input Voltage and DSSW Signal during The release Function Test

을 나타낸다. 상기 사진으로부터 저항소자의 주위 온도가 25°C에서 나일론선이 절단되는 150°C까지 상승하는데 약 0.6초 소요됨을 확인 가능하다.

Figure 10은 전개기능시험 결과로서 나일론선 3회 체결, 입력 전압 8V에 따른 DSSW 신호에 대한 시간 이력을 나타낸다. 8V의 전압을 인가 후부터 DSSW의 신호와 입력전압이 0V를 나타내는 시간을 측정하여 전개가 약 0.6초 이내에 발생함을 알 수 있다. 이로부터, 구속분리장치에 사용된 Fig. 6의 나일론선 매듭방법이 저항소자의 발열로부터 절단이 가능함에 따라 궤도상에서 목적하는 구속/분리 기능에 문제없음을 나타낸다.

Figure 11은 나일론선의 지름 및 체결횟수에 따라 전개시간의 민감도를 파악하기 위한 기능시험을 수행한 결과를 나타낸다. 입력전압이 8V 조건에서 분리장치에 적용된 나일론선의 지름이

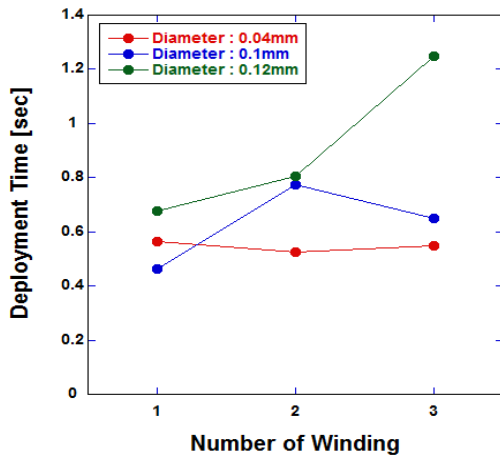


Fig. 11. Results of Deployment Test According to Nylon Wire Diameter and Number of Fastening

0.04 mm, 0.1 mm, 0.12 mm일 때 체결횟수 1회~3회까지 변경함에 따른 시험을 수행하였다. 이로 부터, 나일론선의 지름 및 체결횟수가 증가하는 조건에 따라 전개 소요시간이 늘어나는 경향을 보이고 있으나, 전술한바와 같이 작업자의 작업도에 따라 매번 장력에 다소 차이가 있어 나일론선의 조건에 따른 전개 소요시간이 일정한 변화를 보이지 않는다. 상기의 시험결과로부터 각각의 조건이 변화함에 따라 나일론선이 절단되기까지 0.4~1.2초의 전개시간이 소요됨을 알 수 있으며, 본 연구에서 제안한 구속분리장치의 경우 지름 0.12 mm의 나일론선을 3회 체결조건에서도 목적하는 전개 기능이 가능함을 입증하였다.

또한, 온도조건에 따른 구속분리장치의 설계 유효성 검증을 위해 기능시험을 수행하여 Fig. 12에 나타내었다. 시험 수행 시 Fig. 6과 동일한 시험구성으로  $-35^{\circ}\text{C}$  ~  $60^{\circ}\text{C}$ 까지의 온도 조건에서 나일론선 3회 체결, 인가전압 8V로 설정하였으며, 상기 온도는 구속분리장치의 타원형 브래킷과 저항소자 주변의 PCB를 기준으로 측정하였다. 따라서, Fig. 12로부터 측정된 전개 시간은 저온 및 고온 조건하에서 각각 약 3.5초 및 0.5초 미만으로서 저온 조건 하에서도 구속분리장치의 전개 기능이 성공적으로 작동함을 확인하였다.

Table 6은 상기 기능시험 결과로부터 확인된 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치에 대한 사양 및 제원을 나타낸다. Table 6으로부터 구속분리장치가 저온( $-35^{\circ}\text{C}$ )과 상온( $20^{\circ}\text{C}$ )에서 각각 10회 및 30회의 반복시험에도 목표하는 전개기능에 문제가 없음을 알 수 있다.

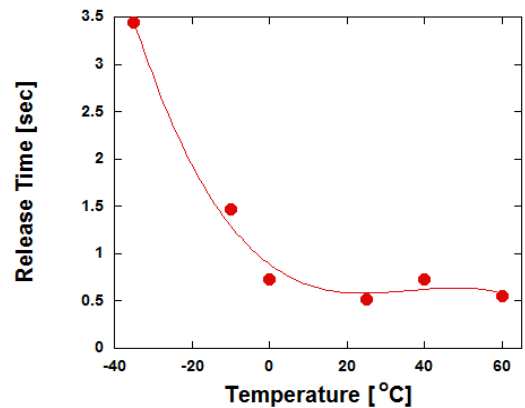


Fig. 12. Release Time at Various Temperature Condition (0.1 mm Nylon Wire)

Table 6. Specifications of HRM for 6U CubeSat's Solar Panel

Item	Specification
Volume	101mm×13mm×14.4mm
Mass	16g
Load Capability (Nylon Wire Dia.)	19.24N (0.04mm), 56.22N (0.1mm), 68.02N (0.12mm)
Release Time (Temperature)	<3.5s (at $-35^{\circ}\text{C}$ ), <0.6s (at $25^{\circ}\text{C}$ ), <0.6s (at $60^{\circ}\text{C}$ )
Allowable Number of Test (Temperature)	<10 (at $-35^{\circ}\text{C}$ ), <30 (at $25^{\circ}\text{C}$ )
Required Min. Power (Voltage)	13.6W (8V)
Release Principle	Burn Resistor Triggering
Material	PEEK, FR4

### III. 결 론

본 연구에서는 기존의 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 단점을 보완하고자 타원형 브래킷 및 Ball & Socket 접속부 등을 적용한 6U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치를 제안하였다. 상기 구속분리장치 설계를 위해 6U 큐브위성의 태양전지판 조립체를 대상으로 구조해석을 수행하였다. 이로부터, 강성요구조건 및 발사하중에 대한 구조건전성 확보를 위한 구속분리장치의 설



계 방향성을 파악하였다. 또한 제안된 구속분리 장치의 설계 유효성 파악을 위해 기능시험을 수행하여 약 0.6초 이내에 태양전지판 전개가 이루어짐을 확인하였으며, 나일론선의 두께 및 체결 횟수와 같이 상이한 조건에서도 최대 1.2초 이내의 전개시간이 소요됨을 확인하였다. 또한, 저온(-35°C)에서부터 고온(60°C)조건에서의 기능시험을 수행하여 상이한 온도조건에서 전개가 성공적으로 이루어짐을 확인하였다. 아울러, 저온 및 상온조건에서 각각 10회, 30회 반복 기능시험을 수행하여 저항의 특성변화가 나타나지 않음으로서 구속분리장치의 기능을 검증하였다. 향후, 본 연구에서의 기능시험 및 구조해석 결과를 토대로 인증시험 규격에 대한 발사진동 및 열진공 시험을 수행하여 발사환경에서 구조건전성과 궤도상에서의 기능 확보여부를 검증할 계획이다.

## References

- 1) Woellert, K., Ehrenfreund, P., Ricco, A. J., and Hertzfeld, H., "Cubesats: Cost-effective Science and Technology Platforms for Emerging and Developing Nations," *Advances in Space Research*, Vol. 47, No. 4, 2011, pp. 663~684.
- 2) Peral, E., Tanelli, S., Haddad, Z., Sy, O., Stephens, G., and Im, E., "RainCube: A Proposed Constellation of Precipitation Profiling Radars in CubeSat," *2015 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, 2015, pp. 1261~1264.
- 3) Apland, C., Persons, D., Weir, D., and Marley, M., "A Novel Release Mechanism Employing the Principle of Differential Coefficients of Thermal Expansion," *The 41st Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012, pp. 465~478.
- 4) Oh, H. U., and Lee, M. J., "Performance Verification of Separation Nut Type Non-explosive Separation Device for Cube Satellite Application," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 827~832.
- 5) Woo, S. H., and Han, J. H., "Mid Frequency Shock Response Determination by Using Energy Flow Method and Time Domain Correction," *Shock and Vibration*, Vol. 20, No. 5, 2013, pp. 847~862.
- 6) <http://www.gomspace.com>
- 7) Nakaya, K., Konoue, K., Sawada, H., Ui, K., Okada, H., Miyashita, N., Iai, M., Urabe, T., Yamaguchi, N., Kashiwa, M., Omagari, K., Morita, I., and Matunaga, S., "Tokyo Tech Cubesat: CUTE-I Design & Development of Flight Model and Future Plan," *AIAA 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit*, 2003, pp. 2003~2388.
- 8) <http://n-avionics.com>
- 9) Blackwell, W., et al "MicroMAS: A First Step Towards a Nanosatellite Constellation for Global Storm Observation," *Proceedings of the AIAA/USU Conference, Small Satellite Constellations*, 2013, pp. 10~15
- 10) Jeon, S. H., Jang, S. E., Jung, H. M., Cha, J. Y., and Oh, H. U., "Structural Design and Analysis of Pico-class Satellite named STEP Cube Lab," *International Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 1, No. 1, 2014, pp. 34~43
- 11) Miles, J. W., "On Structural Fatigue under Random Loading," *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1954, pp. 753~762
- 12) Bernstein, K. S., et al., "Structural Design Requirements and Factors of Safety for Spaceflight Hardware: For Human Spaceflight. Revision A," NASA, 2011.
- 13) General Environmental Verification Standard 7000-a, NASA, 2013
- 14) <http://www.berkley-fishing.com/>
- 15) <http://www.passivecomponent.com/>