

## 나일론선 절단 방식에 기반한 Pin-puller형 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 기능검증

고지성<sup>1</sup> · 손민영<sup>1</sup> · 오현웅<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>조선대학교 스마트이동체융합시스템공학부

### Functional Verification of Pin-puller-type Holding and Release Mechanism Based on Nylon Wire Cutting Release Method for CubeSat Applications

Ji-Seong Go<sup>1</sup>, Min-Young Son<sup>1</sup> and Hyun-Ung Oh<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>Department of Smart Vehicle System Engineering, Chosun University

#### Abstract

In general, a non-explosive nylon wire cutting-based holding and release mechanism has been used to store and deploy deployable solar panels of CubeSat. However, with this method, accessing the solar panel's access port for charging the cube satellite's battery and electrical inspection and testing of the PCB and payloads while the solar panel is in storage is difficult. Additionally, the mechanism must have a reliable release function in an in-orbit environment, and reusability for stow and deploy of the solar panel, which is a hassle for the operator and difficult to maintain a consistent nylon wire fastening process. In this study, we proposed a pin-puller-based solar panel holding and release mechanism that can easily deploy a solar panel without cutting nylon wires by separating constraining pins. The proposed mechanism's release function and performance were verified through a solar panel deployment test and a maximum separation load measurement test. Through this, we also verified the design feasibility and effectiveness of the pin-puller-based separation device.

#### 초 록

일반적으로 큐브위성용 전개형 태양전지판을 수납 및 전개시키기 위해 사용되는 구속분리장치는 비폭발식 나일론선 절단방식이 적용된다. 그러나 상기 방식은 태양전지판 수납 상태에서 큐브위성의 배터리 충전, PCB 및 탑재체의 전기적 점검 및 시험 등을 위한 접근 포트 연결 시 분리장치의 구속해제 및 재채결 작업이 반복적으로 요구된다. 따라서, 기존의 구속분리장치는 위성체 내부 접근을 위해서는 작업자의 번거로움 및 일관된 나일론선 채결작업 공정 유지의 어려움이 존재한다. 본 연구에서는 나일론선 절단 없이 구속 핀 분리만으로 자유롭게 태양전지판 전개 및 수납이 가능한 Pin-puller형 태양전지판 구속분리장치를 제안하였으며, 기능 및 성능검증을 위한 분리장치의 전개시험 및 최대 분리하중 측정 시험을 통해 분리장치 설계의 유효성을 입증하였다.

**Key Words** : CubeSat (큐브위성), Pin-puller (핀풀러), Holding and Release Mechanism (구속분리장치), Solar Panel (태양전지판), Nylon Wire (나일론선)

### 1. 서 론

최근 우주산업은 New Space 트렌드에 따라 정부 주도에서 민간기업 주도로 전환되고 있다. 경제성과 효

율성이 강조되는 민간주도의 우주산업은 상용급 위성이 아닌 저비용/단기간에 개발이 가능한 큐브위성에 주목하고 있다. 큐브위성은 표준규격인 1U 기준으로 10cm×10cm×10cm 크기 및 1kg 미만 큐브위성으로 초기 교육용 목적으로 제안이 되었으나 최근에는 심우주 탐사, 고해상도의 영상획득 등 상용급 위성에 준하는 임무 수행을 위해 개발되고 있다. 대표적으로 미국

Received: Mar. 02, 2021 Revised: Jul. 19, 2021 Accepted: Aug. 16, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-62-230-7728, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

의 Planet Labs 사는 지구관측을 목적으로 4 kg급인 3U 큐브위성 100여기를 발사하였다. 상기 큐브위성은 준실시간으로 3~5m 급의 해상도를 획득하며 획득한 데이터는 홈페이지에서 확인이 가능하다.[1] 또한, University of North Carolina의 경우 해수 온도 관측을 위한 해상관측 큐브위성인 3U 크기의 SeaHawk-1을 개발하였다.[2]

이와 같이, 큐브위성은 임무의 고도화/다양화됨에 따라 3U 이상의 큐브위성 크기 및 탑재체의 소모전력 증가가 요구되고 있다. 일반적으로, 큐브위성에 적용되고 있는 고정형 태양전지판은 궤도상에서 태양을 지향할 수 있는 태양전지 셀의 면적이 제한적임에 따라 소모전력 충족에 어려움이 존재한다. 따라서 궤도상에서 원활한 전력생성을 위해 태양을 지속적으로 지향할 수 있는 전개형 태양전지판이 필수적으로 요구된다. 이러한 전개형 태양전지판은 발사 시 진동환경에서의 구조안전성 확보를 위해 수납되어야 하며, 궤도상에서 전력생성을 위해 전개되어야 하기 때문에 구속분리장치의 적용이 필수적이다.

큐브위성용 구속분리장치는 일반적으로 단순화된 시스템, 저비용, 저충격으로 개발이 가능한 나일론선 절단 방식의 구속분리장치가 폭넓게 적용되고 있다. 상기 구속분리장치는 전개 구조물을 나일론선으로 체결하여 구속하고 열선 및 저항을 통해 나일론선을 절단하여 구속을 해제한다. 일례로, MIT에서 개발한 6U 큐브위성인 MicroMAS-1은 큐브위성 구조체 하단에 존재하는 Hole을 통해 나일론선을 구속하는 방식을 적용하였으나, 체결작업의 어려움으로 인해 낮은 구속력을 가진다.[3] 따라서, 기존 구속분리장치 대비 높은 구속력을 구현하기 위해 Park et al.[4]은 별도의 브래킷을 적용한 구속분리장치를 제안하였다. 상기 구속분리장치는 태양전지판 및 위성체에 나일론선 체결을 위한 타원형 브래킷을 적용하고, 태양전지판 평면상이 아닌 구속분리장치에 마련된 가이드 레일을 통해 나일론선을 체결함으로써 보다 견고한 나일론선 구속이 가능하다. Kim et al.[5]은 기존 다양한 산업에서 전기적 인터페이스로 적용되어 오던 포고핀 (Pogo Pin)을 활용한 새로운 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치를 제안하였다. 상기 포고핀은 나일론선 절단용 저항으로의 전력공급을 위해 적용하였다. 추가적으로 포고핀만을

적용하여 분리스프링, 전개확인용 스위치 기능을 수행할 수 있다. 이와 같이, 선행연구[6~8]에서는 주로 나일론선 기반 구속분리장치의 구속력 향상 및 시스템 간소화를 목적으로 개발이 이루어졌다.

한편, 큐브위성의 경우 지상시험 시 외부로부터의 통신, 배터리 충전 등 전기적 점검 및 시험 등을 위한 접근포트 (Access Port)가 필요하다. 일반적으로 접근포트는 위성체 내부 접근을 위해 전개형 태양전지판이 수납되지 않은 외벽에 배치한다. 하지만 통신 안테나, 탑재체 등의 장착으로 인해 해당 외벽에 배치하지 못하는 경우가 발생한다. 이와 같이 접근 포트가 전개형 태양전지판이 수납되는 외벽에 배치될 경우 위성체 내부로 접근을 위해서는 태양전지판의 구속해제가 필수적으로 요구된다. 또한, 발사진동환경시험 중 시험 단계마다 육안검사를 통해 위성체 내부에 위치한 H/W의 손상 여부를 확인하기 위해서는 전개형 태양전지판의 반복적인 구속해제 작업이 요구된다. 아울러, 발사진동환경시험 시 각 축별 시험 완료 후 기능 점검을 위해 나일론선을 절단할 경우, 일관된 비행모델 형상조건 유지가 불가하다. 따라서 나일론선 절단방식이 적용된 큐브위성용 태양전지판의 경우, 체결 작업의 번거로움, 작업 반복시 체결력의 일관성 유지 어려움과 같은 단점이 존재한다. 하지만 현재까지 국내/외에서 개발된 큐브위성용 나일론선 구속분리장치의 경우 나일론선 구속을 해제하지 않고 위성체 내부 접근이 가능한 사례는 전무한 실정이다.

본 논문에서는 상기 단점을 극복하기 위해 나일론선 절단 방식에 기반한 Pin-puller 구속분리장치를 제안하였다. 상기 구속분리장치는 나일론선 절단 없이 구속 핀을 고정하고 있는 고정볼트 브라켓에 구속된 고정볼트 구속해제만으로 구속 핀의 분리가 가능함에 따라 전개형 태양전지판 구속 상태에서 자유로운 태양전지판의 수납 및 전개가 가능하다. 본 연구에서는 제안한 구속분리장치의 설계 검증에 위한 시험 모델을 제작하였으며, 전개기능 검증을 위한 전개기능시험 및 최대 분리하중 측정을 위한 정하중 시험을 수행하여 설계 유효성을 입증하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 Pin-puller형 구속분리장치 제안배경

큐브위성은 지상에서 외부로부터의 통신, 배터리 충전, 전기적 점검 및 기능시험 수행 등 위성체 내부 접근을 위한 접근포트 적용이 필수적이다. 일반적으로 큐브위성의 접근포트는 Fig. 1과 같이 CubeSat Design Specification (CDS) 상에서는 위성체 외벽에 배치 요구된다. 한편, 큐브위성의 주 전력원은 태양에너지로 전력생성을 위한 태양전지판은 큐브위성 외벽에 적용된다. 큐브위성용 태양전지판은 일반적으로 고정형 및 전개형 태양전지판이 사용되고 있다. 고정형 태양전지판이 적용된 큐브위성의 경우, 접근포트 공간 마련을 위해 의도적으로 태양전지판의 크기를 줄이거나, 태양전지판 자체에 별도의 공간을 마련하는 등 태양전지판 부착면적을 최소화하는 설계가 적용되게 된다.

최근 고도화된 임무수행이 요구되는 큐브위성은 증가된 소모전력 충족을 위해 전개형 태양전지판이 적용되고 있다. 전개형 태양전지판은 발사환경하에서 수납되고 궤도환경에서 전개시키기 위한 구속분리장치가 필수적으로 요구된다. 일반적으로, 구속분리장치는 저충격/저비용으로 개발 및 비교적 단순한 시스템으로 구현 가능한 나일론선 절단방식이 폭 넓게 활용된다. 따라서 전개형 태양전지판이 적용된 큐브위성은 Fig. 2와 같이 나일론선 절단 방식 구속분리장치의 구속해제로부터 전개가 이루어져야 내부접근이 가능하다. 또한, 발사진동시험은 전개형 태양전지판이 수납된 조건에서 수행됨에 따라 시험단계마다 기능 점검 및 내부 H/W 육안검사를 위해 구속분리장치의 구속해제가 필수적으로 요구된다. 이로부터 반복적인 나일론선 체결작업이 유발되며, 구속분리장치의 구속작업은 작업자의 수작업을 통해 체결함에 따라 구속작업의 번거로움 및 일정한 체결력을 유지하기 어려운 단점이 존재한다. 따라서 상기 단점을 극복하기 위해 나일론선 절단방식 구속분리장치가 적용된 태양전지판에 대해 구속분리장치의 구속해제 없이도 위성체 내부로 접근이 가능한 구속분리장치가 필요하다.

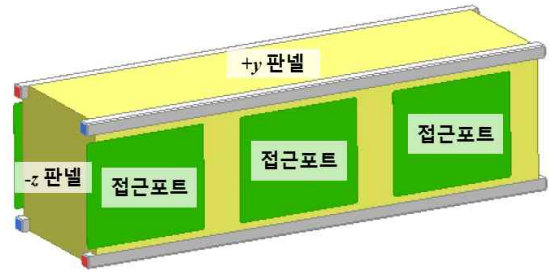


Fig. 1 Access Port for 3U CubeSat [9]

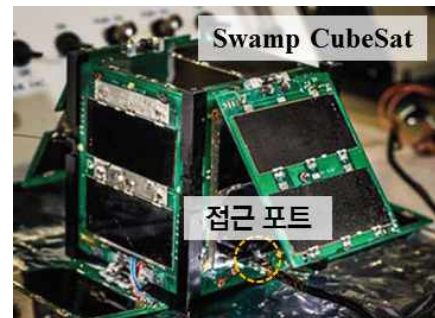
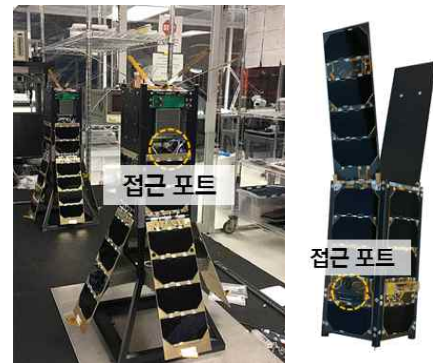


Fig. 2 Access Port on CubeSat with the Deployable Solar Panel [10~12]

### 2.2 나일론선 기반 Pin-puller형 구속분리장치

본 연구에서는 3U급 큐브위성용 나일론선 기반 Pin-puller형 구속분리장치를 제안하였다. 제안한 구속분리장치의 크기는 27.5 mm × 26.1 mm × 8.5 mm이며 무게는 31 g으로 Fig. 3은 구속분리장치의 개략도를 나타낸다. 큐브위성 상부 판넬 (+z)에 위치하며 태양전지판 수납을 위해 Fig. 4 (a)와 같이 구속 핀이 태양전지판에 장착된 브래킷부 홀에 삽입되어 구속상태를 유지한다. 이때, 하우징 내부에 장착된 분리스프링은 태양전지판 구속 시 압축된다. 아울러, 구속 핀이 분리스프링의 복원력에 의해 분리가 되지 않도록 구속

분리장치 하우징 후면부에 위치한 고정볼트를 통해 구속 핀의 x축 방향 이동을 고정시킨다. 또한, 하우징과 힌지형 브래킷에 마련된 나일론선 가이드레일을 따라 나일론선을 체결하여 최종적으로 구속 핀에 기계적 구속력을 부여한다. 추가적으로 하우징과 힌지형 브래킷에 볼/소켓 접속부를 적용하여 발사환경에서의 전개 외방향 동시 구속이 가능함에 따라 모든 방향에 대한 구속이 가능하다. Figure 4 (b)는 궤도상에서 태양전지판 구속이 해제된 형상을 나타내고 있으며, 구속분리장치 하단부에 위치한 저항 PCB에 전력 인가 시 저항소자 발열을 통해 체결된 나일론선이 절단됨과 동시에 힌지형 브래킷이 토크 스프링에 의해 회전방향으로 전개되며, 압축된 분리스프링의 복원력에 의해 구속 핀이 태양전지판 브래킷에서 분리된다. 상기 구속분리장치의 나일론선 체결방식은 Fig. 5와 같으며, 고정볼트에 구속력을 부여하기 위해 하우징 및 힌지형 브래킷에 마련된 나일론선 가이드레일을 따라 체결을 한다. 이후, 나일론선 절단을 위해 구속분리장치 하단부에 위치한 저항 PCB의 저항소자에 나일론선이 접촉되도록하여 최종적으로는 나일론선 풀림 방식에 효과적인 Surgeon's knot 매듭 방법을 적용하여 체결한다. 상기 체결 방법은 기존 체결방법에 비해 간단하고 신뢰성 있는 매듭 방법으로 높은 체결력과 기계적 구속 및 해제 보장이 가능하다. 아울러, 선행연구[8]에서 기 적용된 저항소자 및 나일론선을 활용하였으며 Table 1에 해당 규격을 요약하였다. 전개형 태양전지판 구속을 위해 직경 0.1 mm 나일론선을 적용하였으며, 4.7 Ω의 저항 값을 가진 SMD (Surface Mount Device) 타입 저항소자를 사용하였다.

본 논문에서 제안한 구속분리장치는 위성체 내부로 접근이 요구될 시 나일론선 절단이 필수적으로 요구되는 기존 구속분리장치의 단점을 보완하였다. Figure 6은 제안한 구속분리장치의 나일론선만으로 체결된 상태에서 고정볼트의 구속력 해제만으로 태양전지판 전개가 가능하여 위성체 내부접근이 가능한 분해/조립 예시를 나타낸다. 전개형 태양전지판이 구속되어 있는 상태에서 태양전지판 전개를 위해 하우징 후면부에 위치한 고정볼트 분리시 하우징 내부에 압축된 분리스프링의 복원력을 통해 구속 핀이 전개형 태양전지판에서 분리되어 태양전지판이 전개되며, 역순으로 조립시 태양전

지판의 수납이 가능하다. 이와 같은 방식으로 상기 구속분리장치는 위성체 내부접근을 위해 나일론선 절단 없이 반복적으로 전개형 태양전지판을 자유롭게 수납, 전개가 가능하다.

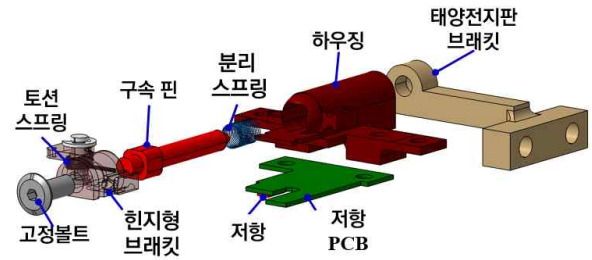
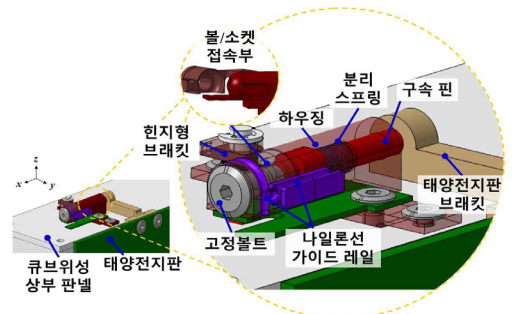
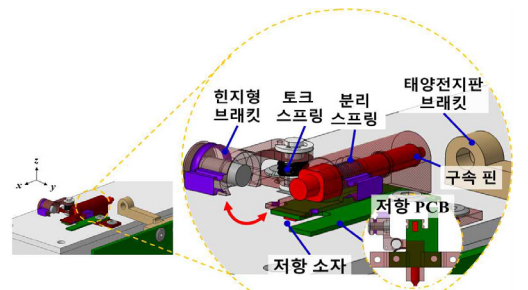


Fig. 3 Schematic Views of the Pin-puller Type Holding and Release Mechanism



(a)



(b)

Fig. 4 Close-up Views of the Pin-puller Type Holding and Release Mechanism: (a) Fully Stowed and (b) Partially Deployed

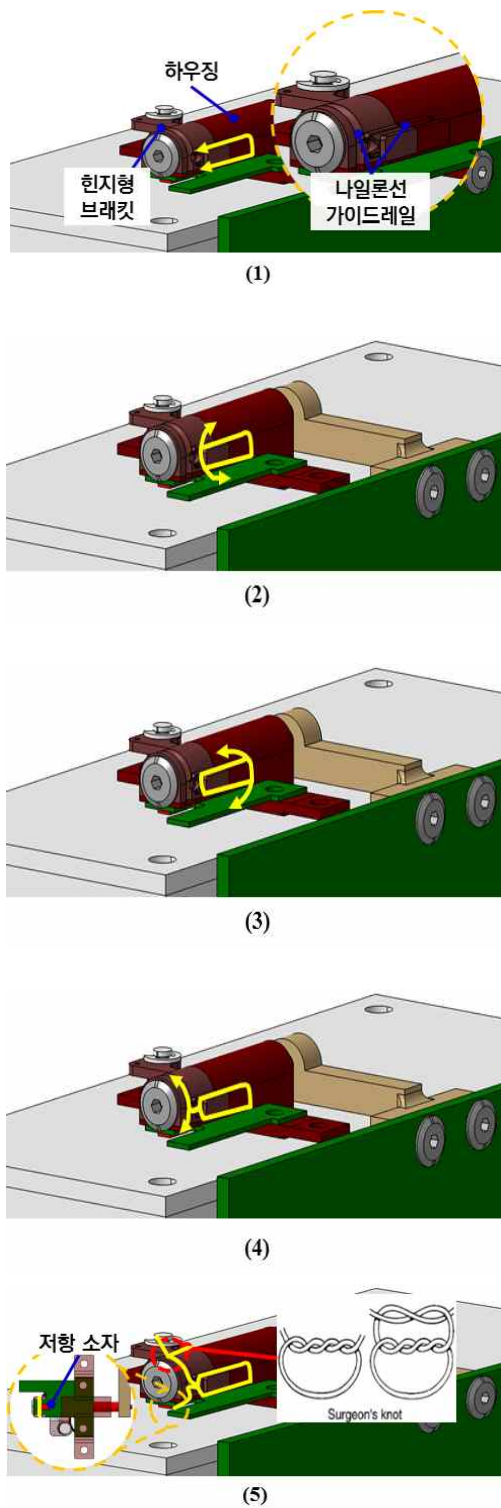


Fig. 5 Nylon Wire Tightening Process on the Pin-puller Mechanism

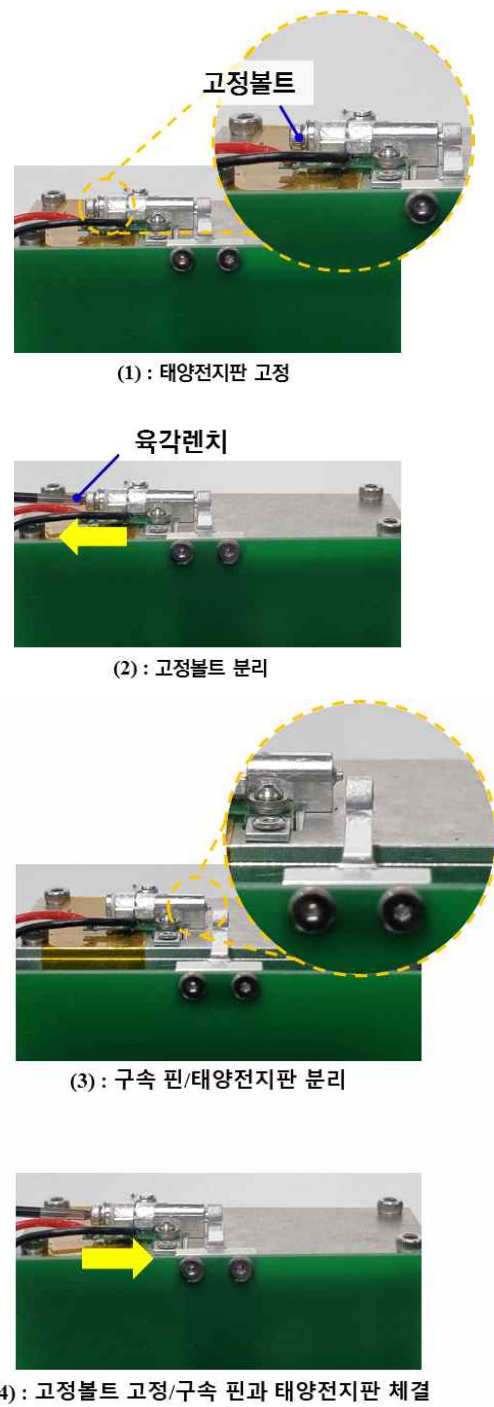


Fig. 6 Examples of Mating and De-mating Process of Solar Panel without Nylon Wire Cutting-out

**Table 1** Specifications of the Nylon Wire and Burn Resistor [13-14]

| 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) |

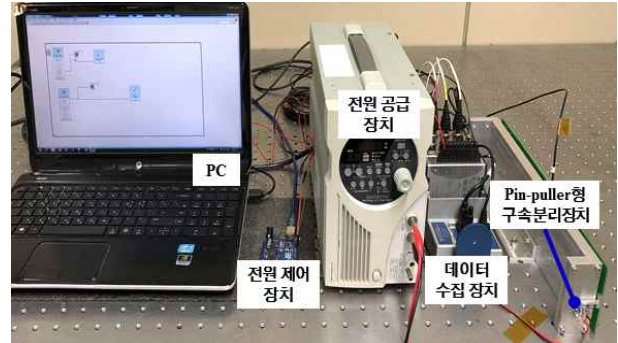
**2.3 Pin-puller형 구속분리장치 기능검증시험**

**2.3.1 전개기능시험**

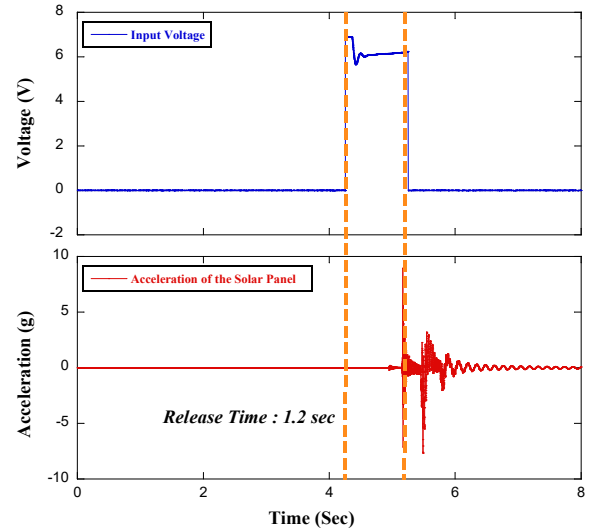
본 연구에서 제안한 나일론선 기반 Pin-puller형 구속분리장치의 설계 검증을 위한 시험 모델을 제작하였으며, 전개기능시험을 수행하였다. Figure 7은 전개기능시험 구성을 나타낸다. 시험 구성은 제안한 전개형 태양전지판이 적용된 구속분리장치, 저항소자에 전력을 인가하기 위한 전원 공급기 장치, 인가 전력을 제어하기 위한 전원 제어기, 전개 시간 측정을 위한 데이터 수집 장치 및 PC로 구성하였다. 아울러, 태양전지판 중심부에 가속도 센서를 부착하여 획득한 가속도 데이터와 전력 인가 데이터를 통해 전개시간을 획득하였다. 상기 태양전지판은 Fig. 6과 같이 전개 시 중력에 의한 영향성을 최소화하기 위해 태양전지판 조립체를 중력 방향에 대해 수직으로 설치하였다.

Figure 8은 입력 전압 8 V일 때의 전개기능시험 결과로 Pin-puller에 인가된 전력과 가속도의 시간이력을 나타내며 전력인가 후 약 1.2초 이내에 전개가 되는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 설계가 의도한 대로 Pin-puller 구속분리장치의 기능 구현이 가능함을 알 수 있다. 아울러, 구속분리장치의 반복성에 대한 검증은 큐브위성 개발 시 지상에서 검증을 위해 중요한 요소이다. 따라서 상온에서 상기 구속분리장치의 반복 전개기능시험을 총 3회 수행하였으며, Fig. 9는 반복 전개기능시험 결과를 나타내고 있다. 반복 전개시험결과 평균 1.23초 이내에 전개가 되었으며 작업자의 작업도에 따라 매번 장력에 다소 차이가 있어 전개 소요시간이 차이가 있으

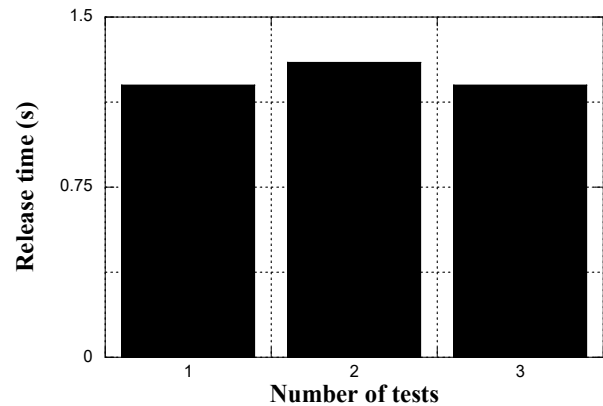
나 수초 이내로 전개시간이 거의 동일함을 알 수 있다.



**Fig. 7** Release Function Test Set-up of the Pin-puller Mechanism



**Fig. 8** Time Histories of the Input Voltage, and Acceleration Response Obtained from Deployment Test



**Fig. 9** Release Time from Repetitive Release Function Tests

### 2.3.2 하중인가 분리시험

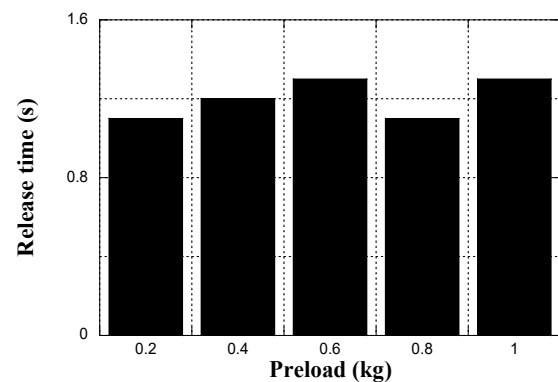
큐브위성용 구속분리장치는 발사환경에서 전개형 태양전지판을 수납된 상태로 장착되며 구속 핀은 태양전지판의 전개힌지토크에 의해 사전하중이 작용된다. 따라서 본 논문에서는 제안한 구속분리장치의 구속 핀에 사전하중이 작용시 정상적인 전개 가능 여부 확인을 위해 최대 하중인가 분리시험을 수행하였다. 시험 구성은 전개기능시험과 동일하며, 최대 하중인가 측정을 위해 무게 추를 Fig. 10과 같이 나일론선 체결을 통해 구속 핀에 수직방향으로 배치하여 분리시험을 수행하였다. 아울러, 3U 큐브위성용 태양전지판뿐만 아니라 6U 이상의 태양전지판 구속분리장치 적용 가능성을 확인하기 위해 무게 추를 200 g씩 증가시키며 최대 1 kg까지 시험을 수행하였다. Figure 11은 시험결과로써 최대 1 kg 무게 적용에도 불구하고 1.3초 이내에 정상적인 전개가 가능함을 확인 할 수 있다. ECSS (European Cooperation for Space Standardization)[15] 규정에 따른 토크 버짓 산출식인  $T_{required} = 2(3T_R + 1.1T_{1g})$  수식으로부터 산출된 전개토크 0.14 Nm와 3U급 큐브위성 태양전지판의 무게인 150 g으로부터 구속 핀에 수직방향으로 작용하는 하중은 9.3 N으로, 1 kg 하중 인가시 도출된 106 N에 비해 약 11배의 마진이 확보됨이 검증되어 3U 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치로 적용이 가능할 것으로 판단된다. 아울러, 기능검증시험 동안 전개기능은 총 9회 반복 검증되었으며, 전개 시간은 다소 차이가 존재하나 육안검사 결과, 반복 구동시에도 저항소자에는 문제가 없으므로써 설계가 의도한대로 구속분리장치의 기능을 검증하였다. 아울러, Table 2는 상기의 시험결과를 토대로 도출된 나일론선 기반 Pin-puller형 구속분리장치의 성능 제원을 나타낸다.

**Table 2** The Pin-puller Type Holding and Release Mechanism Specification

|                      | Design Satisfaction        |
|----------------------|----------------------------|
| Volume               | 27.5 mm × 26.1 mm × 8.5 mm |
| Mass                 | 31 g                       |
| Release Time         | 1.2 s                      |
| Input Power          | 8 V                        |
| Max. Allowable force | 106 N                      |
| Operating Method     | Cutting Nylon Wires        |



**Fig. 10** Static Loading Test of Pin-puller Mechanism



**Fig. 11** Measured Release Time of Pin-puller Mechanism under Static Loading Condition

## 3. 결 론

본 논문에서는 위성체 접근을 위해 나일론선을 절단해야만 하는 기존 구속분리장치의 단점을 보완하고자 나일론선 기반 Pin-puller형 구속분리장치를 제안하였다. 상기 구속분리장치는 위성체 내부 접근을 위해 나

일론선 절단 없이 고정볼트를 해제만으로 구속 핀이 태양전지판 브래킷에서 분리되면 반복적으로 전개형 태양전지판을 자유롭게 수납, 전개가 가능하다. 상기 구속분리장치의 기능 검증을 목적으로 시험 모델을 제작하였으며 전개 기능시험 결과 정상적으로 전개가 되었다. 아울러, 하중인가 분리시험을 통해 제안한 구속 분리장치의 구속 핀이 최대 106 N까지 견딜 수 있으며 약 11배의 마진을 확보하였다. 추가적으로 모든 기능시험을 수행하는 동안 총 9회 반복 수행하였으며 저항소자에 문제가 없으므로부터 설계 유효성을 입증하였다. 향후, 본 연구에서의 기능시험 결과를 토대로 인증시험 규격에 대한 발사진동 및 열진공 시험을 수행하여 발사환경에서 구조건전성과 궤도상에서의 기능 확보여부를 검증할 계획이다.

## References

- [1] <https://www.planet.com/>
- [2] J. M. Morrison, H. Jeffrey, H. Gorter, P. Anderson, C. Clark, A. Holmes, C. F. Gene and F. S. Patt, "SeaHawk: an advanced CubeSat mission for sustained ocean colour monitoring", *International Society for Optics and Photonics*, Vol. 10000, pp.100001C, October 2016
- [3] W. Blackwell, G. Allen, C. Galbraith, T. Hancock, R. Leslie, I. Osaretin, L. Retherford, M. Scarito, C. Semisch, M. Shields, M. Silver, D. Toher, K. Wight, D. Miller, K. Cahot and N. Erickson, "Nanosatellites for Earth Environmental Monitoring: The MicroMAS Project", *AIAA/USU Conference on Small Satellite*, Logan, UT, pp.206-209, 2012
- [4] T. Y. Park, B. G. Chae and H. U. Oh, "Development of 6U CubeSat's Deployable Solar Panel with Burn Wire Triggering Holding and Release Mechanism", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019
- [5] S. H. Kim, Y. H. Jeon, H. R. Kim and H. U. Oh, "Functional Verification of the Solar Panel Separation Mechanism for Pico-Class Satellite Applications Using Spring-loaded Pogo-pin", *Journal of Aerospace System Engineering*, VOL. 12(5), pp.69-75, Oct 2018
- [6] Y. H. Park, J. S. GO, B. G. Chae, S. H. Lee and H. U. Oh, "Functional Verification of Nylon Wire Cutting-type Holding & Release Mechanism for 6U CubeSat's Solar Panel", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 46(10), pp.867-875, October 2018
- [7] H. U. Oh and M. J. Lee, "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, pp.827-832, July 2013
- [8] S. Bhattarai, J. S. Go, H. R. Kim and H. U. Oh, "Experimental Validation of a Highly Damped Deployable Solar Panel Module with a Pogo Pin-Based Burn Wire Triggering Release Mechanism", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2020, pp.1-14, December 2020
- [9] CubeSat Design Specification Rev. 13
- [10] J. Wade, and T. Eric, "Retooling Space Solar Cell System CIC for CXBN-2", *Small Satellite Conference*, 2016.
- [11] <https://www.isispace.nl/>
- [12] S. Asundi, M. Mahin, V. Nagabhushan, T. Y. Lin, and N. Fitz-Coy, "Composite and PCB Based Implementations of a Solar Panel Design for SwampSat", *Small Satellite Conference*, 2010
- [13] <http://www.berkley-fishing.com/>
- [14] <http://www.passivecomponent.com/>
- [15] European Cooperation for Space Standardization, "Space Engineering Mechanisms", ESA Requirements and Standards Division, 2009, ECSS-E-ST-33-01C.