

포고핀을 활용한 극초소형 위성용 태양전지판 분리장치의 기능검증

김수현¹ · 전영현¹ · 김홍래² · 오현웅^{1,†}

¹조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구소

²(주)솔탑

Functional Verification of the Solar Panel Separation Mechanism for Pico-Class Satellite Applications Using Spring-loaded Pogo-pin

Su-Hyeon Kim¹, Young-Hyeon Jeon¹, Hong-Rae Kim² and Hyun-Ung Oh^{1,†}

¹Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering, Chosun University

²Soletop Co. Ltd.

Abstract

In this study, we proposed a nylon wire cutting-type solar panel separation mechanism for CubeSat applications using spring-loaded pogo-pins, which has been widely used as temporary electrical interface between two separate electronics. The mechanism proposed in this study has great advantages of higher holding capability, ability to constrain along in-plane and out-of-plane directions of solar panels, simplicity in tightening of nylon wire and synchronous separation of multiple panels. In addition, the pogo-pins used for the proposed mechanism act as electrical power interface, separation status switch and separation spring. In this study, the functionality of the proposed mechanism was validated through the separation tests with various number of nylon wire windings.

초 록

본 논문에서는 전기 접속부 역할을 하는 포고핀을 활용한 극초소형 위성용 나일론선 절단방식 태양전지판 분리장치를 제안하였다. 제안된 분리장치는 종래 나일론선을 이용한 분리장치에 비해 높은 체결력 및 횡/종방향 동시구속이 가능하고, 체결작업이 용이하며, 또한 다수의 태양전지판의 동시분리가 가능한 장점을 갖는다. 또한 제안된 분리장치에 적용된 포고핀은 전력공급을 위한 전기 접속부 기능과 함께 전개 상태 스위치 및 태양전지판의 분리 스프링 역할이 동시에 가능하다. 본 논문에서는 제안된 포고핀 분리장치의 기능성 입증을 위해 체결횟수에 따른 분리 기능시험을 통해 기능성을 검증하였다.

Key Words : Cube-Satellite (큐브위성), Separation Mechanism(분리장치), Pogo-pin(포고핀), Solar Panel(태양전지판)

1. 서 론

큐브위성은 기본크기(표준 크기) 1U 기준 10 cm × 10 cm × 10 cm, 1.33 kg 이하의 질량을 갖는 극초소형 위성으로 짧은 개발기간 및 저가에 개발이 가능한 장점으로 전 세계의 대학, 연구소 및 산업체에서 개발이 기하급수적

으로 활발해지고 있다[1]. 2000년대 초기 큐브위성 개발은 주로 우주분야 교육 및 기초 우주 과학실험의 목적으로 이루어졌으나, 점차 기술발전에 따라 첨단우주기술의 레도검증을 비롯해 관측임무 및 심우주 탐사에도 활용되고 있다[2]. 또한 미국의 Planet Labs[3]사는 지상관측을 목적으로 93개의 군집 큐브위성을 발사하여 최고 3-5 m의 해상도의 이미지를 획득하는 등 큐브위성은 기존 상용 위성의 역할을 대체할 수 있는 수단으로 주목받고 있다.

전술한 바와 같이 큐브위성의 임무가 점차 고도화 및 다양화됨에 따라 큐브위성에는 보다 고성능의 임무

Received: July. 09, Year Revised: Oct. 23, 2018 Accepted: Oct. 23, 2018

† Corresponding Author

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

© The Society for Aerospace System Engineering

장비가 탑재되고 이는 소비전력량 증가로 이어진다. 하지만 일반적으로 큐브위성에 적용되는 위성체 고정형 태양전지판의 경우, 큐브위성의 제한적인 크기로 인해 한 번에 태양을 바라볼 수 있는 태양전지 셀의 면적에 한계가 존재하여 고도화된 임무수행을 위해 요구되는 소비전력충족의 어려움이 존재한다. 따라서 소모 전력충족을 위해서는 넓은 면적의 태양전지 셀의 확보가 가능한 전개형 태양전지판의 적용이 필요하다. 전술한 큐브위성용 전개형 태양전지판은 큐브위성 사출장치인 P-POD (poly picosatellite orbital deplorer)의 제한된 내부공간에 탑재를 위해 수납되고 발사환경에서의 구조건전성 확보를 위해 구속된다. 또한 궤도상에서는 우주임무 수행을 위해 태양전지판의 구속해제가 이루어진다.

한편 큐브위성용 태양전지판 분리장치의 경우, 일반적으로 나일론선을 이용하여 태양전지판에 체결력을 부가하고 열선 및 저항으로 이를 절단하여 구속을 해제하는 나일론선 절단방식 분리장치[4-5]가 적용된다. 전술한 나일론선을 이용한 분리장치는 상용위성에 적용되는 폭발식 분리장치 또는 형상기억합금 기반의 분리장치에 비해 저충격 및 저가개발이 가능하며 비교적 시스템이 단순하여 큐브위성의 적용이 용이한 장점을 갖는다. 하지만 태양전지판 구속 시 나일론선의 자체의 장력에만 의존하기 때문에 체결력이 약하고, 태양전지판의 평면방향에 대한 구속이 이루어지지 않는 단점이 존재한다. 또한, 발사과정에서 수반되는 발사진동 및 충격하중의 원인으로 체결된 나일론선이 풀어져 체결력 저하를 유발하며 이는 태양전지판 분리장치의 구조건전성 확보가 어려운 문제점이 존재한다. 따라서 전술한 문제점 극복이 가능한 큐브위성용 태양전지판 분리장치개발이 요구된다.

본 연구에서는 종래의 태양전지판 분리장치가 갖는 단점을 극복함과 동시에 전기적 접속부 기능을 갖는 포고핀 (pogo-pin)을 활용한 큐브위성용 태양전지판 분리장치를 제안하였다. 상기 분리장치는 높은 체결력 구현 및 태양전지판 평면방향 구속과 복수의 태양전지판의 동시 구속해제가 가능한 장점을 갖는다. 그리고 분리장치에 적용된 포고핀은 전력을 공급하는 전기 인터페이스 기능뿐만 아니라 포고핀 내부 스프링에 의한 분리스프링 역할 및 태양전지판의 분리유무 확인이 가

능한 스위치로도 적용 가능하여 시스템 단순화에 용이한 장점을 갖는다. 선행연구[6-7]에서 제안된 분리장치는 전원인가에 따른 분리기능시험만을 수행하였으나, 본 연구에서는 기 선행연구에 기반하여 PCB의 전기적 인터페이스를 재구성하여 각 태양전지판의 분리유무 확인이 가능한 메커니즘으로 재구성하였다. 따라서 본 논문에서는 선행 연구되었던 포고핀 분리장치의 기능검증 결과를 토대로 인가전압 8 V로 기능시험을 재 수행하였으며, 체결횟수에 따른 분리기능시험에 대한 결과에 대해 서술하였다.

2. 본 론

2.1 종래 극초소형 위성용 태양전지판 분리장치의 한계점

종래 적용되어온 큐브위성용 태양전지판 분리장치의 경우, 태양전지판 구속 및 해제를 위해 나일론선 절단방식이 적용되고 있으며, 이를 기반으로 다양한 형태의 태양전지판 분리장치가 개발되고 있다.

그 대표적 예로서, MicroMAS-1의 태양전지판 분리장치[8]는 Fig. 1과 같이 태양전지판 분리를 위해 구조체 하단부에 배치된 각각의 열선을 작동시켜 나일론선을 절단하고 구속을 해제하는 방식이 적용된다. 전술한 분리장치는 태양전지판 전개방향 외에 태양전지판의 평면방향에 대한 동시구속이 이루어지지 않는 문제점이 존재한다. 또한 나일론선의 체결점이 태양전지판 평면상에 위치하여 나일론선 자체에 장력부여가 어렵고, 나일론선의 매듭과정에서 나일론선이 다소 풀어져 체결력 저하를 유발한다. 실제 전술한 분리장치는 구조건전성 검증을 위한 발사진동시험 도중 Fig. 1(b)과 같이 나일론선의 체결력이 풀어지는 문제점이 발생하였다.

Pumpkin사에서 개발한 태양전지판 분리장치[9]는 Fig. 2와 같이 태양전지판 분리를 위해 두 개의 저항을 작동시켜 나일론선을 절단하고 구속을 해제시키는 방식이 적용된다. 전술한 분리장치는 나일론선에 인장력을 가해 높은 체결력이 구현되는 장점을 갖으나, 나일론선에 장력을 인가하기 위해 추가적인 스프링 메커니즘 적용으로 시스템 복잡화의 문제점이 존재한다.

ArabSat의 태양전지판 분리장치[10]는 Fig. 3과 같

이 태양전지판 분리를 위해 열선을 작동시켜 나일론선을 절단하고 구속을 해제하는 방식이 적용된다. 전술한 분리장치는 가공 및 조립이 쉽고, 경량화의 장점을 갖는다. 하지만 나일론선이 태양전지판 전체를 감싸고 회로와 연결되기 때문에 나일론선 자체의 장력 의존도가 낮아 분리장치에 높은 체결력 부가가 어려운 문제점이 존재한다.

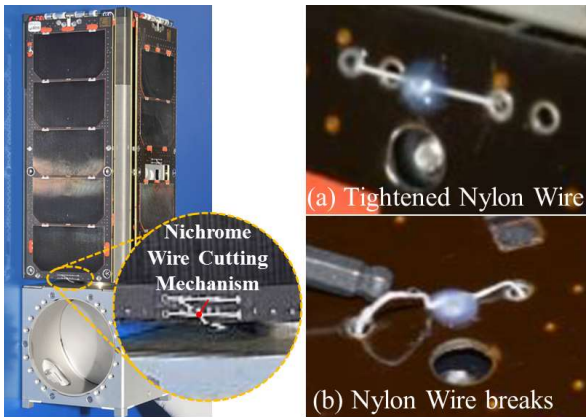


Fig. 1 Nichrome Wire Cutting Type Separation Mechanism for MicroMAS-1 (Massachusetts Institute of Technology, USA)

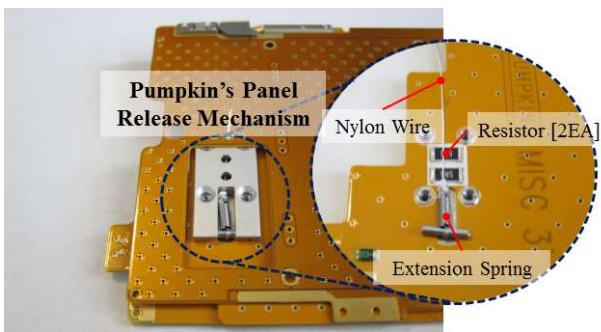


Fig. 2 Solar Panel Separation Mechanism (Pumpkin Inc., USA)

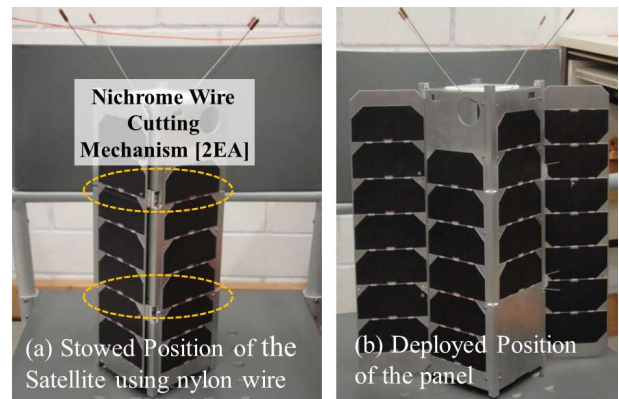


Fig. 3 Solar Panel Separation Mechanism (ArabSat, Saudi Arabia)

2.2 포고핀을 적용한 극초소형 위성용 태양전지판 분리장치

2.2.1 포고핀 개요

본 연구에서 제안한 분리장치에 적용되는 포고핀은 Fig. 4와 같이 두 회로기판 사이에 전기적 통전을 위한 접촉단자로 관통형태의 하우징, 실린더 형태의 접촉핀, 스프링으로 구성된다. 포고핀은 끝에 있는 접촉핀에 스프링이 장착되며 스프링의 복원력에 의해 포고핀의 접촉단자를 밀어냄으로써 두 회로기판 사이에 안정적인 접촉을 돕는다. 또한, 포고핀은 적용방식 및 크기에 따라 다양한 형태의 포고핀이 존재하며, 외부 하니스 없이 회로 간 연결을 돕는 기구로 PCB 내 점유공간이 작은 장점을 가진다[11].

포고핀의 큐브위성 적용사례로서, Oh et al.[12]은 MEMS (micro electro mechanical systems) 기반의 고체 추력기와 제어기판 사이의 전기적 연결을 위해 포고핀을 적용한 바 있다. 적용된 포고핀은 추력제어기판에 장착되어 MEMS 추력기 간에 임시적인 전기적 연결을 수행한다. 또한 포고핀은 시험평가 단계에서 MEMS 추력기의 점검 시 큐브위성 전체를 분리하지 않고 추력기의 탈 장착이 용이하여 시스템 점검이 간단한 장점을 갖는다. 제안된 포고핀이 적용된 MEMS 추력기의 경우 인증수준에서의 환경시험을 통해 설계 유효성을 입증하였다.

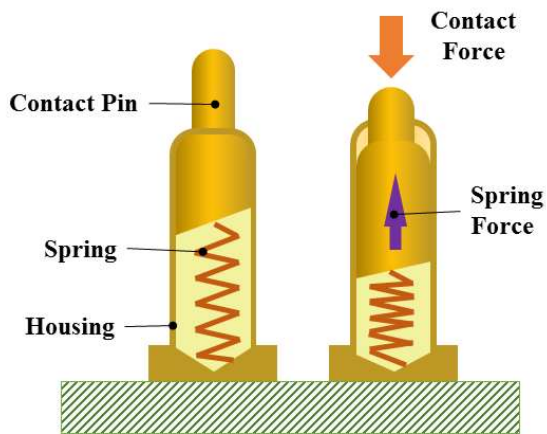


Fig. 4 Configuration of Spring-loaded Pogo-pin

2.2.2 포고핀을 적용한 태양전지판 분리장치 개념

Figure 5는 본 논문에서 제안한 포고핀이 적용된 태양전지판 분리장치 형상으로 점유면적 최소화를 위해 공간 활용이 적은 상부 모서리에 분리장치를 배치하였다. 전술한 분리장치는 PCB (printed circuit board)기판, 전력인가를 위한 커넥터, 전기적 통전을 위한 포고핀, 나일론선에 체결력 부여를 위한 가이드 핀과 구속해제를 위한 저항, 브라켓, 더미 태양전지판으로 구성되며, 분리장치의 반대편에는 스프링 힌지가 배치되어 있다.

Figure 5(a)와 같이 포고핀이 장착되는 PCB는 각 모서리에 수직으로 배치되며 저항 PCB와 접촉되는 포고핀은 내부에 스프링이 압축된 상태로 통전상태를 유지한다. 전술한 분리장치는 나일론선의 체결용이성을 위해 세 개의 가이드 핀의 홈을 따라 태양전지판에 체결력을 부가하였고, 태양전지판 구속 시에는 브라켓에 체결된 두 개의 가이드 핀이 PCB의 U자형 인터페이스에 수납되어 태양전지판의 평면방향에 대한 구속이 이루어진다. 전력 인가 시에는 포고핀과 접촉이 되어 있는 저항 PCB가 통전됨과 동시에 저항이 발열하여 접촉되어 있는 나일론선이 절단되고 분리장치의 반대방향에 배치된 스프링 힌지에 의해 태양전지판이 분리된다. 기존의 분리장치[6-7]와 달리 본 연구에서는 포고핀과 저항 PCB의 통전유무에 따른 전기적 신호를 획득하기 위해 ATmel사의 ATmega 8을 이용하여 전기적 인터페이스를 구축하였으며, 전력인가에 따라 태양전지판의 분리확인이 가능하도록 기능모델을 제작하

였다. 따라서 분리장치는 MCU를 통해 태양전지판의 분리확인이 가능하며, 별도의 상태스위치가 적용되지 않아 시스템이 간편하다. 전술한 분리장치에 적용된 포고핀의 형상과 제원은 Table 1과 같다.

Figure 6은 전술한 분리장치의 나일론선 체결방법으로, 나일론선은 가이드 핀에 나있는 홈을 따라 체결되며 체결 시 저항과 접촉되도록 배치된다. 선행연구를 통해 검증된 상기의 체결방법은 매듭 공정이 단순할 뿐만 아니라 세 개의 가이드 핀을 이용하여 나일론선의 체결력 부여가 쉬운 장점을 가진다.

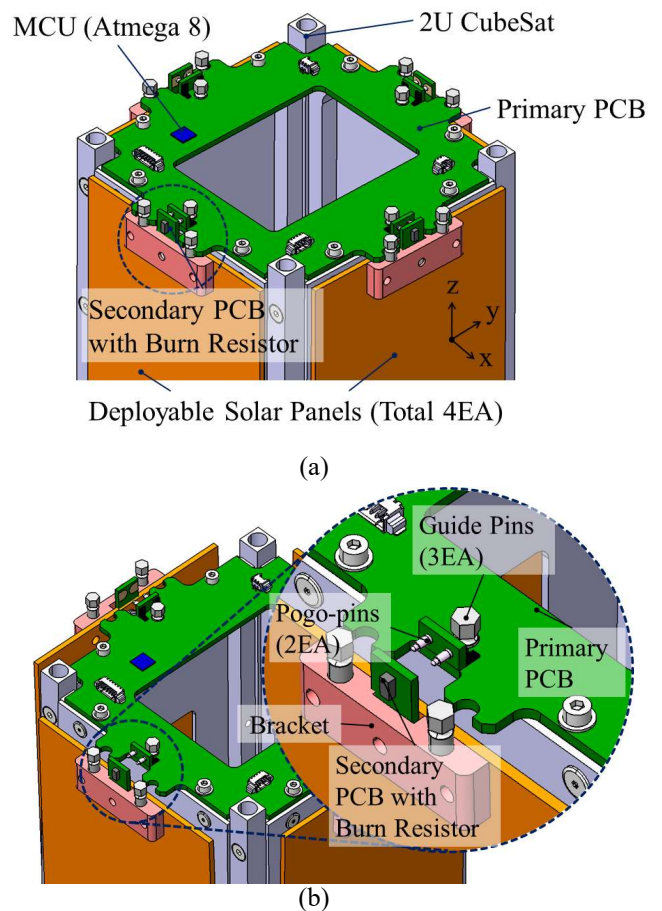


Fig. 5 Configuration of Separation Mechanism for CubeSat's Solar Panel Using Spring-loaded Pogo-pin [(a): Stowed Configuration (b): Released Configuration]

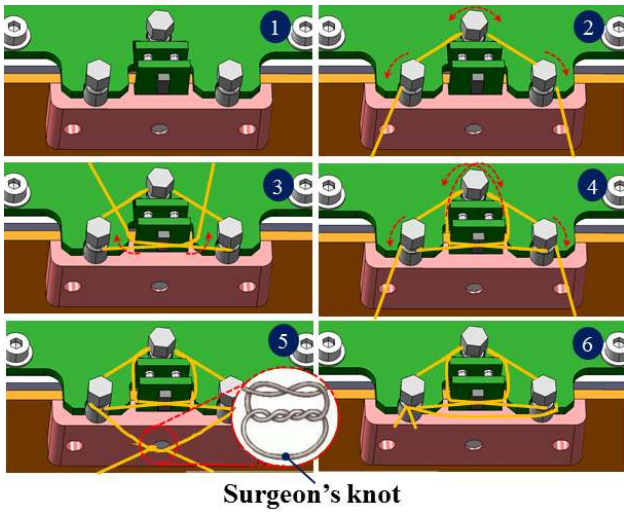


Fig. 6 Validated Tightening Process of Nylon Wire for the Proposed Mechanism

2.3 포고핀을 적용한 태양전지판 분리장치의 분리가능시험

2.3.1 분리가능시험 개요

본 논문에서 제안한 분리장치의 기능검증을 위해 EM (engineering model)을 제작하여 체결횟수에 따른 분리가능시험을 수행하였다. 전술한 EM 모델은 기능시험을 위해 제작된 모델로써, 2 mm 두께를 가진 더미 태양전지판과 더미 2U 큐브위성을 사용하였다. 실제 궤도환경은 0 g 환경으로 자세에 따른 분리가능시험은 수행하지 않았으며, Fig. 7의 셋업 상의 배치로 분리가능시험을 수행하였다. Fig. 7은 동작성능확인을 위한 기능시험을 위한 전체 개략도로 전원공급기, 데이터 획득을 위한 PC와 DAQ (data acquisition) 장비로 구성된다. 태양전지판 분리장치의 성공적인 임무수행을 위해 전원공급기로부터 입력전압 8 V를 분리장치에, 5 V를 MCU에 인가하여 분리임무를 수행하였다. 분리가능시험은 8 V의 전력인가에 따라 저항과 접촉되어 있는 나일론선이 열로 인해 절단된 후 태양전지판의 구속이 해제되는 원리이다. 전력인가에 따른 태양전지판의 분리시간을 측정하기 위해 ATmega 8에서는 포고핀과 저항 PCB가 통전이 이루어지는 조건에서는 1로, 태양전지판의 분리가 이루어짐과 동시에 포고핀과 저항 PCB가 단선되는 조건에서는 0으로 출력된다. 전술한 아날로그 신호로부터 각 태양전지판의 분리유무 확인이 가능함과 동시에 전력인가에 따른 분

리시간 측정이 가능하다. Table 2는 분리장치에 적용된 나일론선 및 저항의 제원으로 나일론선은 지름 0.1 mm를, 나일론선 절단을 위한 저항은 4.7 옴을 사용하였다.

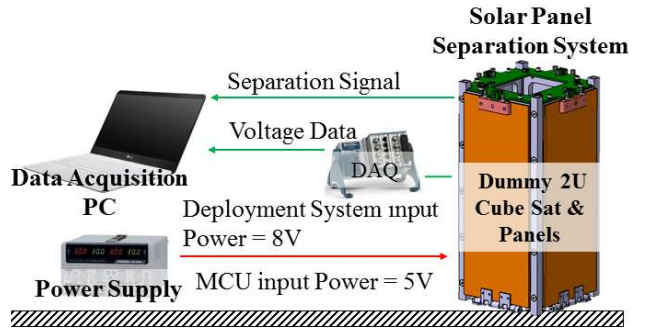


Fig. 7 Separation Test Set-up for the Proposed Mechanism

Table 1 Specifications of Spring-loaded Pogo-pin[11]


Description	Specification
Configuration	
Manufacturer	Hanbit T&I Co.
Max. Allowable Voltage/Current	12 V / 2.0 A
Restoration Force of Pogo-Pin	0.78 N ± 0.6 N
Maximum Number of Loading	30,000 Times
Electrical Contact Resistance	Max. 30mΩ

Table 2 Specifications of the Nylon Wire and Burn Resistor

Items	Details	Value
Nylon Wire	Manufacturer	Berkely
	Material	Fluorocarbon
	Diameter	0.1mm
	Maximum Allowable Force	56.17N
Burn Resistor	Manufacturer	Walsin Technology Co.
	Package Size Code	3216
	Electrical Resistance	4.7Ω
	Resistance Tolerance	±1%
	Max. Power Dissipation	0.25W (T _{amb} =70°C)

2.3.2 태양전지판 분리기능 시험결과

Figure 8은 8 V에 따른 전압데이터와 포고핀으로부터 측정된 각 패널의 분리신호 분석결과로 전력인가로부터 태양전지판이 모두 분리되기까지 약 2.46초가 소요됨을 나타낸다. 상기의 분리신호와 같이 +X축의 태양전지판은 전력인가 후 2.03초에 분리되었으며 마지막으로 분리된 -Y축의 태양전지판은 2.46초에 분리되었다. 전술한 바와 같이 태양전지판의 분리시간 차이는 0.43초로 이는 4쌍의 포고핀 PCB와 전력을 인가하는 커넥터가 각각 병렬로 연결되어 있어 전력분배에 시간차이가 존재하는 것으로 확인된다. 상기의 분리신호데이터는 태양전지판의 구속 상태에서는 1, 태양전지판이 분리 시에는 0으로 출력됨에 따라 분리유무확인을 위한 상태스위치의 역할로 사용 가능함을 입증하였다.

Table 3은 나일론선 체결횟수에 따른 각각의 태양전지판에 대한 분리시간의 결과를 나타낸다. 체결횟수는 1~3회 수행하였으며, 전력인가로부터 네 개의 태양전지판이 모두 분리되기까지 각 체결횟수에 따라 2.4초, 4.5초, 4.9초가 소요된다. 체결횟수의 증가에 따라 분리시간이 점차적으로 증가하는 것으로 확인되며, 다소 분리시간 차이가 존재하더라도 목적하는 분리기능 수행에 있어 문제없을 것으로 확인된다.

추가적으로 제안된 분리장치를 나일론선으로 구속한 조건에서의 태양전지판 고유진동수 측정시험을 수행하였다. 태양전지판은 FR-4 재질의 직사각형 더미모델로 측정된 고유진동수 값은 절대적이지 않다. 하지만 태양전지판의 고유진동수 측정시험을 통하여 나일론선의 강제조건과 체결횟수에 따른 경향성을 분석하기 위해 태양전지판의 고유진동수 측정시험을 수행하였다. 본 논문에서 제안한 나일론선의 강제조건을 모사하기 위해 분리장치에 나일론선을 10회 체결하여 나타내었다. 전술한 시험은 분리장치에 나일론선을 체결한 상태에서 더미 태양전지판의 무게중심에 가속도 센서를 부착하여 고유진동수를 측정함으로써 이루어진다. 이 결과 Table 4는 나일론선의 체결횟수에 따라 유사 강제구속조건과 비교한 고유진동수 비의 결과를 나타낸다. 상기 결과로부터 도출된 체결횟수에 따른 더미 태양전지판의 고유진동수는 68.8 Hz이며, 강제구속조건에서의 고유진동수는 71.8 Hz이다. 이 결과 강제구속

조건에 따른 체결횟수의 고유진동수의 비는 0.96으로 체결횟수에 따라 체결력이 일정하게 부여됨을 확인하였으며 이를 통해 분리장치에 나일론선을 한 번 체결하더라도 충분한 체결력을 가질 것으로 판단된다.

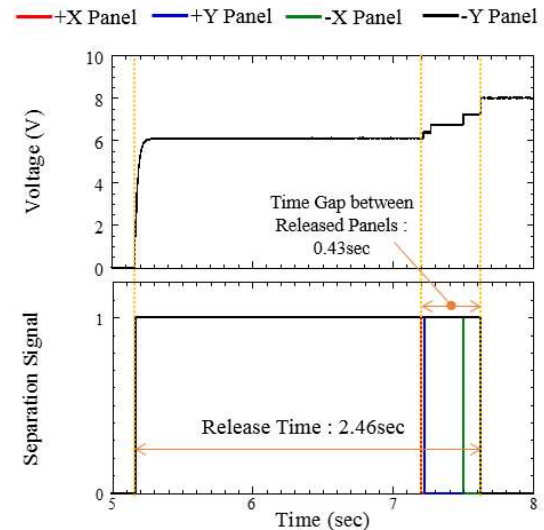


Fig. 8 Time History of Input Voltage for the Mechanism and Separation Signal of Each Solar Panel

Table 3 Release Time of Solar Panels According to the Different Number of Nylon Wire Winding

Number of Windings	Release Time (s)
1	2.46
2	4.51
3	4.89

Table 4 Natural Frequency Ratio of Solar Panel with Different Number of Nylon Wire Winding

Number of Windings	f_{winding} (Hz)	f_{rigid} (Hz)	$f_{\text{winding}}/f_{\text{rigid}}$
1	68.8	71.8	0.96
2	68.8	71.8	0.96
3	68.8	71.8	0.96

3. 결 론

본 논문에서 제안한 포고핀 적용 큐브위성용 태양전지판 분리장치는 기존 태양전지판 분리장치에 적용되고 있는 나일론선 분리장치의 낮은 체결력, 횡/종방향 동시구속의 어려움, 신뢰도 저하의 문제점을 해결하기

위하여 고안되었다. 진술한 포고핀을 적용한 태양전지판 분리장치는 세 개의 가이드핀을 나일론선으로 체결함으로써 높은 체결력, 횡/종방향 동시구속, 복수의 태양전지판의 동시 분리의 장점을 갖는다. 또한 분리장치에 적용된 포고핀은 전력공급을 위한 전기 접속부, 전개 상태 스위치 및 분리 스프링으로 역할이 가능하다.

포고핀을 적용한 태양전지판 분리장치의 분리기능검증을 위해 EM을 제작하였으며, 체결횟수에 따른 분리기능시험 및 나일론선의 체결력 확인을 위한 고유진동수 측정시험을 수행하였다. 분리기능시험을 통해 각 패널의 분리시간을 측정하였으며 이를 통해 분리유무 확인을 위한 스위치로 적용 가능함을 입증하였다. 동시에 전력인가부터 다수의 태양전지판이 분리까지 최대 5초의 분리시간이 소요됨을 확인하였다. 그리고 체결횟수에 따른 태양전지판의 고유진동수 실험에서는 체결횟수에 따라 체결력이 일정하게 부여됨을 확인하였다. 본 연구에서는 EM의 분리기능시험을 수행하였으며 상기 기능시험 결과를 토대로 QM (qualification model)을 설계 및 제작하여 인증수준에서의 진동시험과 열진공시험을 통해 분리장치의 우주 적용가능성을 입증할 예정이다.

References

- [1] K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco, and H. Hertzfeld, "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] S. H Han, Y. J. Choi, D. H. Cho, W. S. Choi, H. C. Cong, H. D. Kim, G. H. Choi, "Analysis of Cubesat Development Status in Korea", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 11, 2017, pp.975-988
- [3] <https://www.planet.com/>
- [4] M. J. Lee, Y. K. Lee, and H. U. Oh, "Performance Evaluation of Hinge Driving Separation Nut-type Holding and Releasing Mechanism Triggered by Nichrome Burm Wire", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 4, 2015, pp.602-613
- [5] K. Nakaya, K. Konoue, H. Sawada, K. Ui, H. Okada, N. Miyashita, M. Iai, T. Urabe, N. Yamaguchi, M. Kashiwa, K. Omagari, I. Morita, and S. Matunaga, "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
- [6] T. Y. Park, S. H. Kim, H. R. Kim, and H. U. Oh, "Experimental Investigation on the Feasibility of Using Spring-Loaded Pogo Pin as a Holding and Release Mechanism for CubeSat's Deployable Solar Panels", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2018, 2018, pp.1-10
- [7] S. H. Kim, and H. I. Kim, "Performance Verification of Solar Panel Deployment Mechanism for Cube-Sat Applications Using Pogo-pin", *KSAS 2018 Spring Conference*, pp.678-681
- [8] 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*, 2012, pp.206-209
- [9] <http://www.pumpkinspace.com/>
- [10] B. Hamza, "Integrated Design of Solar Panels Deployment Mechanism for a Three Unit Cubesat", *Space Ops*, 2012
- [11] <http://www.hanbittni.com/>
- [12] H. U. Oh, T. G. Kim, S. H. Han, and J. K. Lee, "Verification of MEMS Fabrication Process for the Application of MEMS Solid Propellant Thruster Arrays in Space through Launch and On-orbit Environment Tests", *Acta Astronautica*, Vol. 131, 2017, pp.28-35