

큐브위성용 포고핀 기반 열선절단 분리장치의 열적 거동 분석 및 검증

손민영¹ · 채봉건² · 오현웅^{1,2,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
²(주)스텝랩

Numerical and Experimental Thermal Validation on Pogo-pin based Wire Cutting Mechanism for CubeSat Applications

Min-Young Son¹, Bong-Geon Chae² and Hyun-Ung Oh^{1,2,†}

¹Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

²STEP Lab. Ltd

Abstract

A nylon wire holding and release mechanism (HRM) has been widely used for deployable applications of CubeSat owing to its simplicity and low cost. In general, structural safety of solar panel with an HRM has been designed by performing structural analysis under a launch environment. However, previous studies have not performed thermal analysis for HRM in an on-orbit environment. In this study, Launch and Early Orbit Phase (LEOP) thermal analysis was performed to evaluate thermal stability of the mechanism in the orbital thermal environment of the pogo pin-based HRM applied to CubeSat. In addition, the effectiveness of the thermal design and performance of the pogo pin-based HRM were verified through a thermal vacuum test.

초 록

큐브위성용 태양전지판 분리장치는 열선 또는 저항소자의 발열로 나일론선을 절단하여 구조물의 구속을 해제하는 나일론선 절단방식 구속분리장치가 주로 적용되고 있다. 일반적으로 태양전지판 조립체의 발사하중을 고려한 구조해석을 수행하여 구속분리장치의 설계가 이루어지고 있으나, 발사 이후 궤도 열환경에 대한 구속분리장치의 열적 검토 및 분석사례는 전무한 실정이다. 따라서, 본 논문에서는 현재 개발중인 큐브위성 STEP Cube Lab-II에 적용되는 나일론선 절단 기반 구속분리장치의 열적 안정성 평가를 수행하고자 한다. 위성이 POD (Picosatellite Orbital Deployer)에서 사출되고 태양전지판이 전개되기까지의 분리장치 온도 분포를 검토하여 분리장치의 허용온도 범위 내에서 안정적인 구속 분리가 될 수 있도록 분리장치에 대한 궤도 열해석을 수행하였다. 또한, 열해석 결과를 기반으로 열진공시험을 수행하여 분리장치의 설계를 검증하였다.

Key Words : CubeSat (큐브위성), Holding and Releases Mechanism (구속분리장치), Launch Analysis (발사 해석), Thermal Analysis (열해석), Thermal Design (열설계)

1. 서 론

고밀도·집적회로를 통한 전자부품의 소형화가 가능해짐에 따라, 2003년도에 최초로 발사된 큐브위성을 시작으로 근래에는 개발 완료 및 발사 성공까지 진행된 큐브위성의 개수가 기하급수적으로 증가하고 있다

[1]. 큐브위성의 임무수명은 6개월 ~ 1년으로 단기간 이루어지며, 크기는 임무 목적에 따라 가로·세로·높이가 10cm인 1U를 기준으로 최대 27U까지 구성된다. 초기에는 주로 교육을 목적으로 간단한 기능 구현이 목표였으나, 최근에는 지구관측 및 우주탐사 등과 같이 활용범위가 확대 및 다양화되고 있다. 이처럼 임무가 고도화됨에 따라, 10x10x10cm 규격으로 공간이 협소한 1U 큐브위성보다는 탑재 장비 적용에 제약이 적은 3U 이상의 큐브위성을 통한 개발이 더욱 본격화되고

Received: Sep. 16, 2022 Revised: Jan. 02, 2023 Accepted: Jan. 02, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0116, E-mail: ohu129@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

있다. 또한, 고기능성 구현을 위한 임무장비가 다수 탑재되며, 이에 따라 소모전력량도 또한 증가하고 있다. 궤도상에서의 전력공급은 태양전지판으로부터 이루어지는데, 일구간 (Sunlight Period) 동안은 임무장비 작동에 필요한 전력을 공급받고, 전력 공급이 어려운 식구간 (Eclipse Period)에서는 사용되고 남은 배터리의 전력이 사용될 수 있도록 구성되어 있다. 그러므로 태양전지판은 큐브위성에 있어 매우 중요한 인자 중 하나이며, 특히, 큐브위성의 전력생산 및 공급량을 증가시키기 위해 표면적을 크게 가져갈 수 있도록 전개형 태양전지판이 다양하게 적용되고 있다[2, 3]. 전개형 태양전지판을 사용하는 위성은 일반적으로 발사체에서 사출되어 진 후 목표궤도에 도달하면 위성의 자세 안정화를 거쳐 태양전지판을 가장 먼저 전개한다. 이때 태양전지판 전개용 분리장치가 작동되는데 일반적으로 적용되는 큐브위성용 분리장치는 열선 또는 저항소자를 적용해 나일론선을 절단하여 태양전지판의 구속을 해제하는 방식으로 구성된다. 이는 구성과 작동원리가 단순하며, 저충격 및 저가에 개발이 가능한 장점을 가지며, 일례로 C3S에서 개발된 RAD Cube와 Delft University of Technology에서 개발된 Delfi-C³에 적용되고 있다. 하지만, 해당 분리장치의 경우 체결력이 취약하며 태양전지판의 전개 및 평면방향의 동시구속이 불가능한 단점이 존재한다.

이러한 단점을 보완하고 장점을 극대화하기 위해 국내에도 다양한 분리장치가 개발되고 있으며, 최근 Kim et al. [4]는 포고핀 (2EA)을 적용한 분리장치를 개발하였다. 이 분리장치는 종래의 분리장치와 다르게 전기적 접속부 기능을 가져 태양전지판의 분리유무 확인이 가능함과 동시에 전력인가에 따른 분리시간 측정이 가능한 태양전지판 분리장치이다. 또한, Bhattarai et al. [5]는 Ball & Socket 접속부가 반영된 타원형 브라켓을 적용한 구속분리장치를 개발하였는데, 이는 높은 구속력 및 평면 방향 동시 구속이 가능하며, 체결작업이 용이한 장점을 가지는 큐브위성용 태양전지판 분리장치이다.

기술한 두 개의 태양전지판 분리장치는 모두 본 연구팀에서 개발한 것으로 다양한 장점을 보유하고 있다. 이를 기반으로, 본 논문에서 기술한 STEP Cube Lab-II에 적용되는 분리장치는 전술한 포고핀과 Ball

& Socket이 갖는 장점을 통합하여 높은 구속력과 전기적 접속부 기능 모두 가질 수 있는 새로운 방식의 포고핀 기반 구속분리장치 (Pogo Pin-based Burn Wire Triggering Release Mechanism, P-HRM)를 제안하였다.

일반적으로 큐브위성에 적용되는 태양전지판 구속분리장치의 경우, 극심한 진동을 유발하는 발사환경에서 분리장치의 파손 또는 구속 풀림 방식을 위해 구조건전성을 확보하기 위한 구조해석이 필수적으로 수행된다. 그러나, 위성의 분리장치가 작동되는 우주 열환경은 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특정 지어지며, 이러한 궤도 열환경에서 분리장치가 허용온도범위 내에 정상적으로 작동되고 최악의 열환경에 노출되더라도 성공적으로 구속이 해제되는지 검증하기 위한 연구 사례는 전무한 실정이다. 앞서 전술한 바와 같이 태양전지판은 전력공급의 핵심 요소로써, 임무의 성공률을 높이기 위해서는 분리장치에 대한 열적인 고려가 필수적으로 수행되어야 한다.

STEP Cube Lab-II는 발사 후 성능검증위성 내부에서 7일간 대기상태를 가진 후 위성 발사 전개장치인 POD (Picosatellite Orbital Deployer)[6]로부터 사출된다. 위성의 발사 시기는 태양과 지구 사이의 거리가 멀어 위성이 받게 되는 태양에너지의 양이 적은 6월로 예정되어 있으며, 이는 위성 내부의 열원이 없는 상태로 일정기간 저온 환경에 노출되므로 특히 Worst Cold Case에 대한 P-HRM의 작동성 검증이 요구된다. 또한, 위성이 사출되고 자세 안정화가 완료되기 전까지 불규칙적인 텀블링 단계를 겪기 때문에 위성이 겪을 수 있는 각속도 및 텀블링 축의 고려도 필요하다. 이에 따라, 본 논문에서는 STEP Cube Lab-II에 적용되는 P-HRM이 겪게 될 발사 및 초기 궤도 단계 (Launch and Early Orbit Phase, LEOP)에 대한 궤도 열해석을 수행하여, 메커니즘의 열적 안정성을 검토하였다. 또한, 해석 결과를 바탕으로 온도조건에 따른 구속분리장치의 설계 유효성 검증을 위해 열진공시험을 수행하였으며, 이에 대한 과정 및 분석결과에 대해 서술하였다.

2. 본 론

2.1 STEP Cube Lab-II 개요

Figure 1은 6U급 큐브위성 STEP Cube Lab-II 형

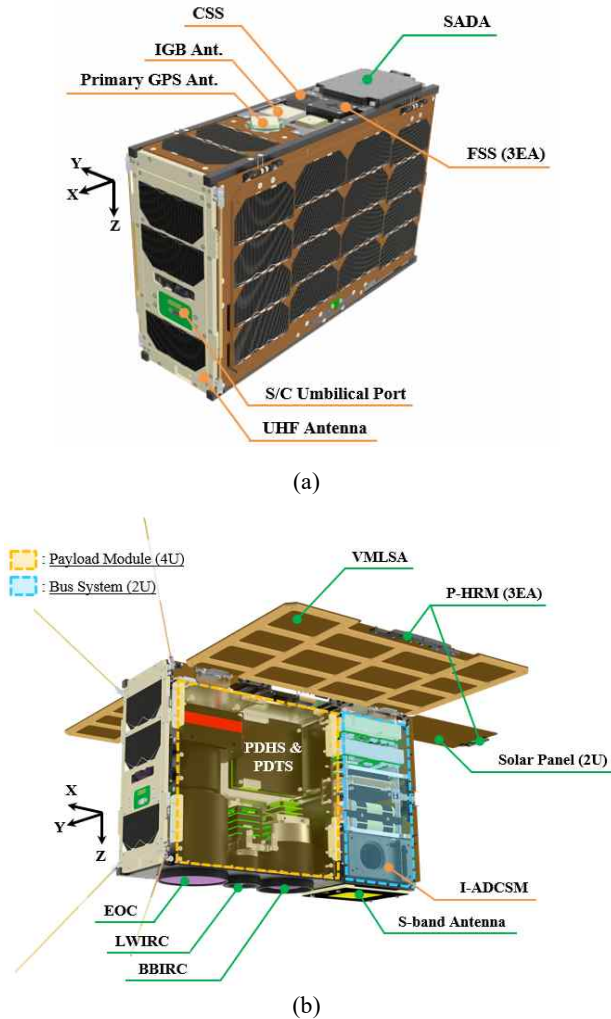


Fig. 1 Configuration of STEP Cube Lab-II ((a) Stowed View, (b) Deployed View)

상을 나타내었다. STEP Cube Lab-II는 최근 대두되고 있는 백두산 분화정후를 포함하여, 원자력 발전소 가동상태 등 한반도 관측을 주 임무로 한다[7]. 위성의 4U 공간에는 관측을 위한 광학/중적외선/장적외선 카메라와 함께 관측 대상에 대한 데이터 획득 시, 데이터를 압축하여 지상국으로 전송하는 탑재체 영상 데이터 처리 시스템인 PDHS/PDTS (Payload Data Handling & Transmission System)도 탑재된다. 또한, 점탄성 테일을 적용한 고댐핑 적층형 태양전지판 (Viscoelastic Multi-Layered Solar Array, VMLSA)[8], 태양전지판 구동 메커니즘 (Solar Array Driving Mechanism Assembly, SADA) 및 포고핀 기반 구속분리장치를 적용함으로써 초소형위성용 태양전지판 관련 기술을 추가로 검증할 예정이다.

2.2 포고핀 기반 구속분리장치 (P-HRM) 운용개념

Figure 2는 STEP Cube Lab-II에 적용된 P-HRM 형상을 나타내었다. 분리장치는 Ball & Socket 접촉부가 반영된 타원형 브라켓, 전기적 통전을 위한 포고핀 (3 EA), 저항 및 저항 PCB로 구성된다. 앞서 전술한 Kim et al. [4]에서 개발되었던 포고핀 기반 분리장치는 2개의 포고핀으로 구성되어 있었으나, 본 논문에서 제안한 포고핀의 개수는 3개로 변경되어 설계되었다. 포고핀 개수가 증가함에 따라, 전자 부품이 간소화되며 동시에 전기 회로의 단순화 및 비용 축소 등의 이점을 가져올 수 있었다. 분리장치를 구속하는 나일론선은 전방향에 대한 동시 구속이 가능한 Ball & Socket 타원형 브라켓에 위치한 가이드라인을 따라 체결되며, 전력인가시 포고핀과 접촉된 저항 PCB가 통전 되어 저항소자의 발열로 접촉되어있는 나일론선이 절단됨에 따라 스프링 힌지에 의해 태양전지판이 분리된다. 이는 종래 분리장치에 비해 구속력이 높으며, 태양전지판의 전개 및 평면방향으로도 구속이 가능한 장점을 가진다. 또한, 별도 나일론선의 절단 없이 분리장치의 체결부만 해제함으로써 위성 내부로 접근이 가능함에 따라 용이한 작업성을 가진다.

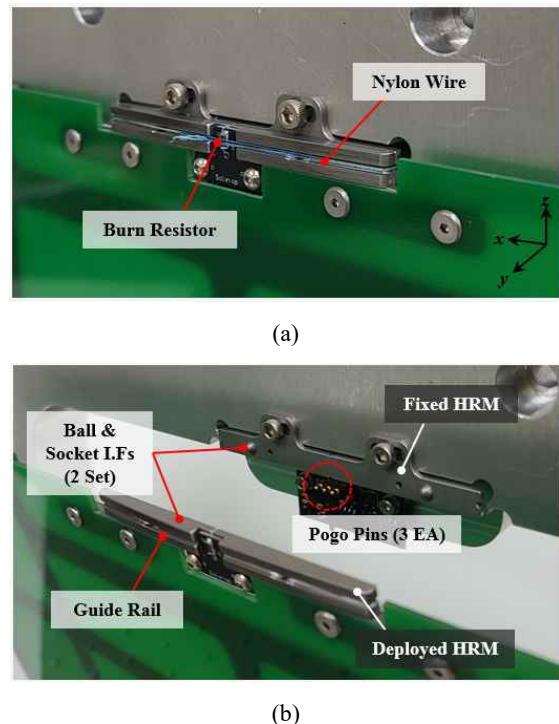


Fig. 2 Configuration of Pogo Pin-based HRM ((a) Stowed View, (b) Released View)

본 위성은 전술한 바와 같이 성능검증위성의 자세가 안정화되는 7일 동안 성능검증위성 POD 내부에서 비작동 상태로 대기 시간을 가진 후 사출된다. 사출 직후 위성은 초기모드에 돌입하여 전원이 공급되면 5분 후 VMLSA, SADA 태양전지판 및 UHF 안테나의 전개가 이루어지게 되는데, 전개 전 POD에서 사출된 큐브위성은 시스템에 따라 초기 자세가 안정화되기 전까지 불규칙한 텀블링 단계를 겪게 된다. 회전하는 위성의 각속도 및 방향축은 사출 전까지 정의할 수 없는 파라미터로, 다양한 해석 조건을 고려하여 P-HRM이 열적으로 겪게 되는 최악의 경우를 예측해야 한다. 특히, P-HRM은 부피 및 질량이 작아 온도변화에 민감하기 때문에 최악의 경우 과냉각으로 전개실패를 초래할 수 있다. 그러므로 텀블링 단계를 거치는 위성 초기 단계에 대한 P-HRM의 열적 거동에 대한 분석 또한 궤도 열해석을 통해 필수적으로 수행되어야 한다.

2.3 LEOP 열해석 조건

Table 1은 태양과 지구 사이의 거리가 가장 먼 하지점 (6월 21일)을 기준으로 열해석에 반영된 Worst Cold Case에 대한 궤도 열환경 조건이다[9]. 위성의 텀블링 단계는 POD 사출 후 최대 위성의 초기 각속도를 5 deg/s로 고려하여 위성 축별에 대한 텀블링 자세에 대한 열해석을 수행하였다[10-12]. 또한, LEOP 열해석에 반영된 위성의 초기온도는 검증위성 궤도열해석 결과로부터 도출된 온도를 기반으로 설정하였다.

Table 1 Orbit Parameter of Worst Cold Case for STEP Cube Lab-II

Parameter	Value
Initial Temp. (°C)*	9.5
LTDN (HH:MM)	16:00
Solar Flux (W/m ²)	1,287
Albedo	0.30
Planetary IR Flux (W/m ²)	227
Beta Angle (deg)	-56.97
RAAN (deg)	330.37
Eclipse Time (sec)	1228
Date (YY/MM/DD)	22/06/21

*성능검증위성 궤도 열해석 결과

*View from Sun

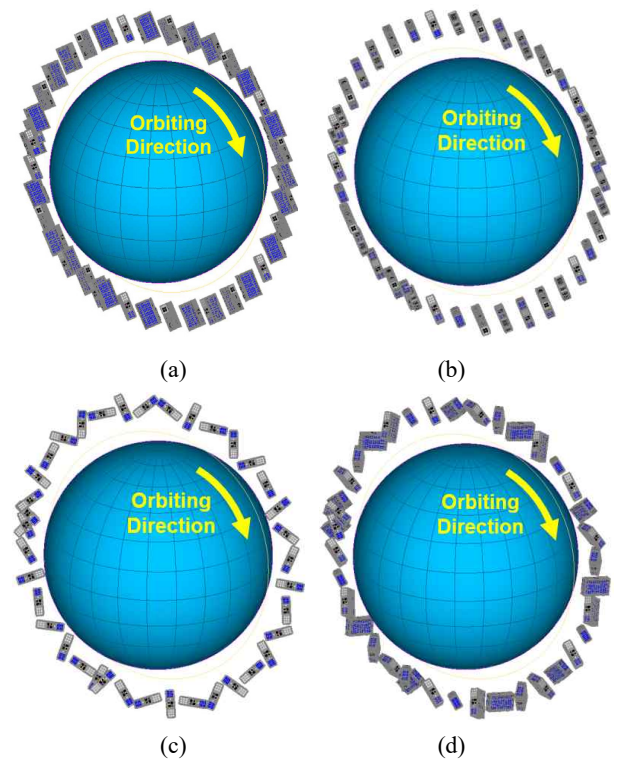


Fig. 3 Attitude of Initial Orbit ((a) x axis, (b) y axis, (c) z axis, (d) x, y, z axis)

Table 2 Case definition of LEOP Analysis

Case	axis	Angular velocity
1	x	5 deg/s
2	y	5 deg/s
3	z	5 deg/s
4	x, y, z	5 deg/s

Table 2에는 총 4가지의 분석 Case를 정리하였으며, Fig. 3는 Case별 궤도 형상 및 위성 자세를 나타낸다.

2.4 LEOP 열해석 모델

궤도 열해석은 Resistor-capacitor 네트워크 방식의 SINDA/FLUINT 열해석 프로그램을 통해 수행하였으며, LEOP 열해석을 위한 수치 열해석 모델 (Thermal Mathematical Model, TMM)은 Thermal Desktop을 활용하여 구축하였다. Fig. 4는 전개형 구조물이 모두 수납된 상태의 위성 형상을 나타낸다. 본 위성은 표면처리와 같은 수동형 열제어 방식을 기반으로 설계되었으며,

Table 3 Thermal Properties Applied for Analysis

Thermo-Physical Property			
Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m ³)	Specific Heat (J/kg/K)
Al-6061	167.9	2,700	961.2
Al-7075	130	2,810	714.8
Polyimide	49.1 (In-plane)	1,060	1,700
	0.68 (Through-plane)		
Solar Cell	46.1	5,320	350
Copper	391.2	8,660	1,882.8
Optical Property			
Property	Absorptivity (α)	Emissivity (ε)	α/ε
Black Anodizing	0.88	0.88	1.0
Plain Anodizing	0.26	0.04	6.5
White Paint	0.21	0.88	0.2
Alodine	0.15	0.068	2.2
VDA	0.08	0.017	4.7

작동온도 범위가 좁은 전자광학카메라의 경우 저온 환경에 노출 시 온도 보상이 가능하도록 PLM 외부 패널에 능동형 열제어 방식인 히터를 부착하였다. 열모델에 적용된 물성 정보는 Table 3에 나타내었다. Fig. 4(c)는 위성에 장착된 P-HRM에 대한 열모델로 포고핀 보드, 포고핀 (3 EA), 저항 보드에 대한 상세설계를 통해 각 부품에 대한 허용온도범위 내 열적 거동을 분석하고자 하였다.

2.5 LEOP 열해석 결과

Figures 5~8은 +y축과 -y축에 적용된 VMLSA P-HRM 중에서 낮은 온도의 결과가 도출된 값을 기반으로 축별 LEOP 열해석 결과를 나타내었다. 전반적인 분리장치의 온도 추이를 분석한 결과, 위성의 회전 방향에 따라 다른 영향을 보이고 있으나, 식구간 돌입 시 Case 1~Case 4에서 각각 최저 -33.6°C, -34.6°C, -41.2°C, -26.8°C까지 하강하는 것을 확인하였다. 또한, 나일론선 절단을 위한 저항소자의 경우 외부에 노출되어있어 포고핀과 포고핀 PCB에 비해 최대 53.3°C의

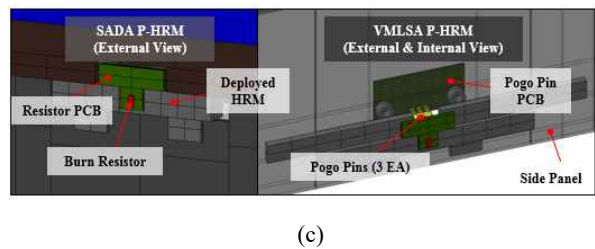
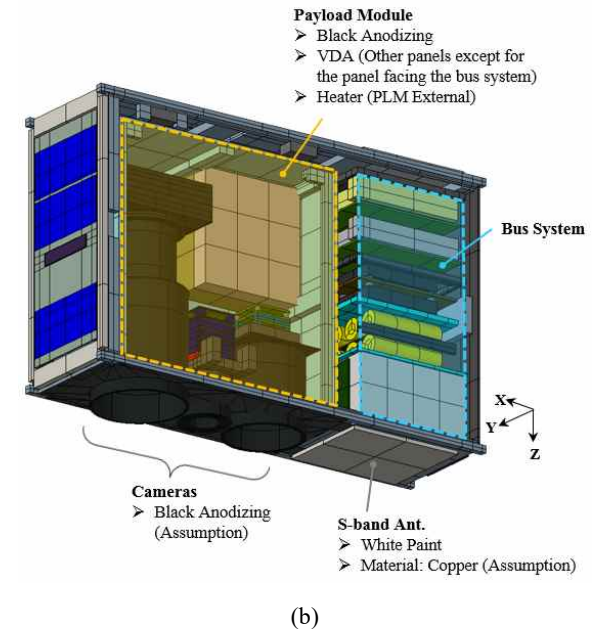
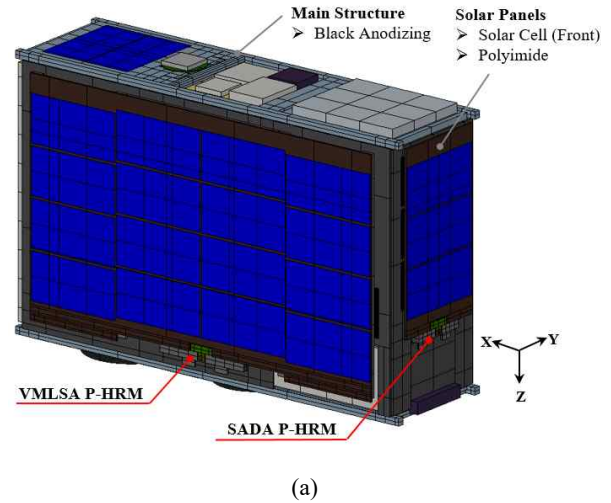
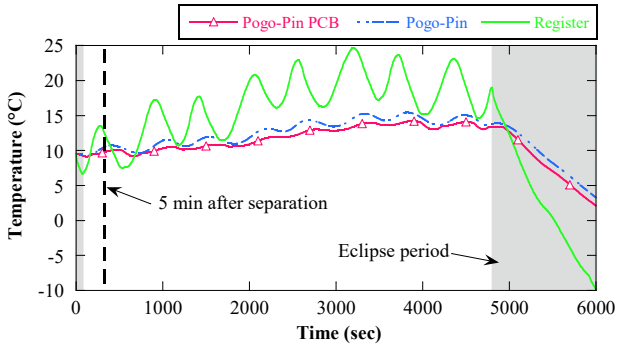
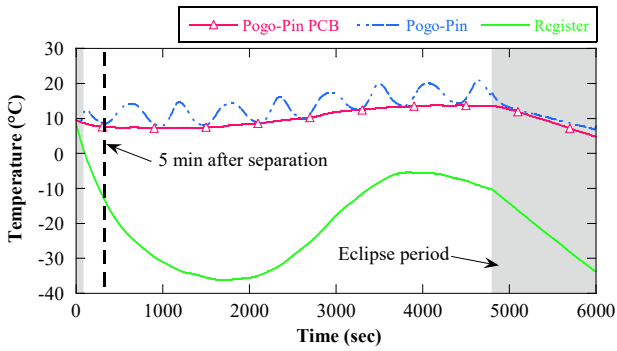


Fig. 4 TMM of STEP Cube Lab-II ((a) External Configuration, (b) Internal Configuration, (c) Configuration of SADA & VMLSA P-HRM)

온도변화율이 도출됨을 확인하였다. 특히, Case 1, Case 3의 SADA P-HRM의 경우 태양에너지가 직접적으로 입사되지 않아, 일구간임에도 각각 최저 -36.1°C, -31.5°C가 도출되었으며, 이외 Case 2, Case 4에서는

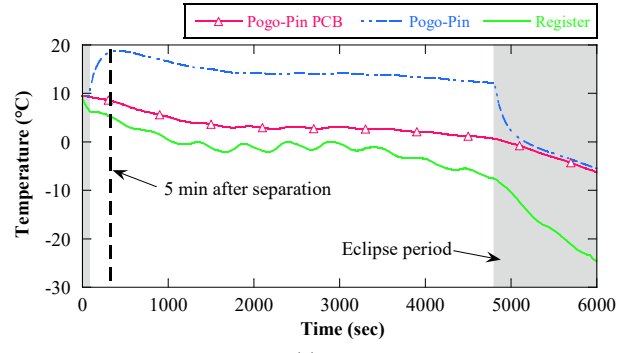


(a)

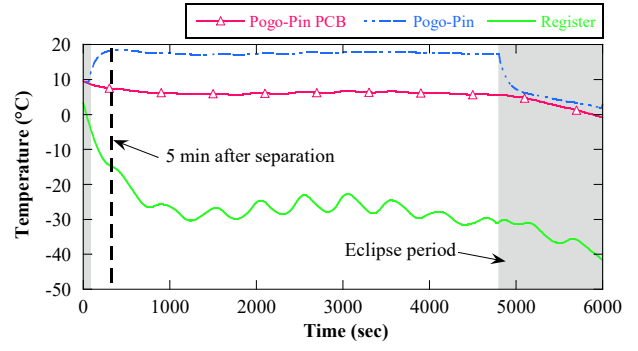


(b)

Fig. 5 LEOP Analysis Result of x-axis Tumbling ((a) VMLSA P-HRM, (b) SADA P-HRM)

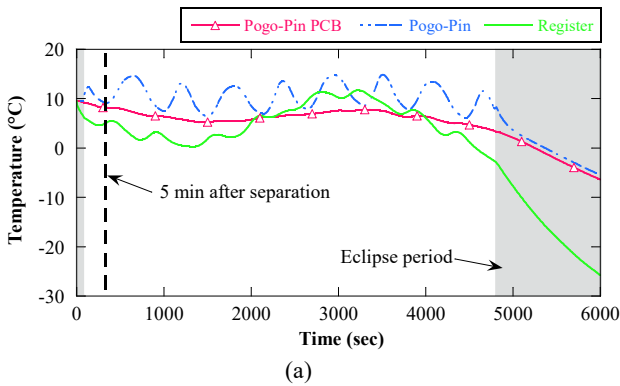


(a)

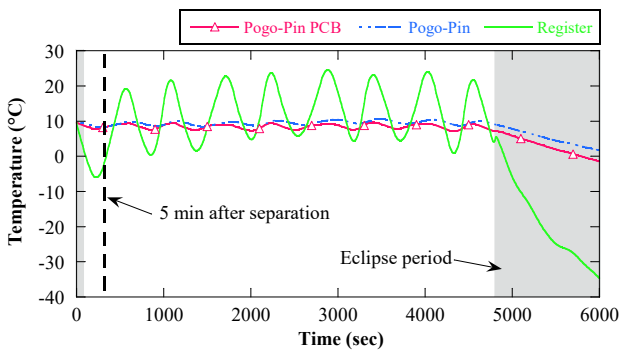


(b)

Fig. 7 LEOP Analysis Result of z-axis Tumbling ((a) VMLSA P-HRM, (b) SADA P-HRM)

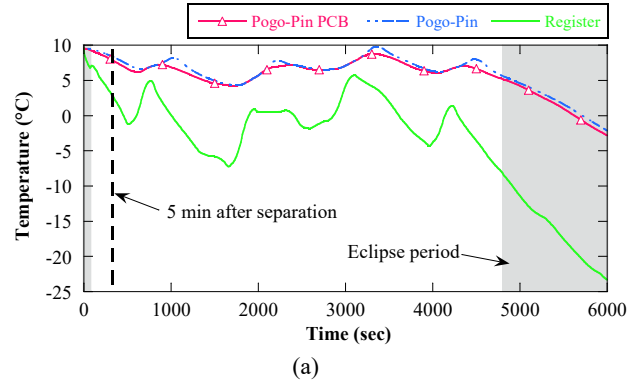


(a)

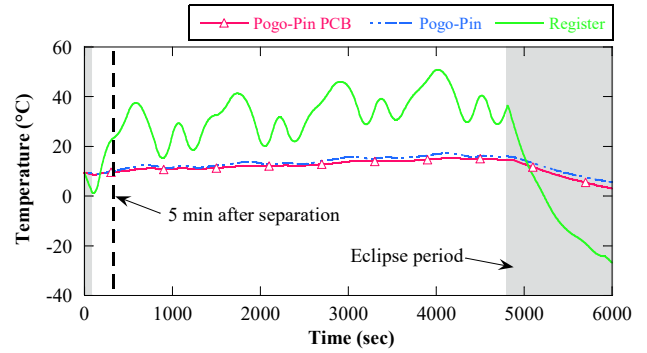


(b)

Fig. 6 LEOP Analysis Result of y-axis Tumbling ((a) VMLSA P-HRM, (b) SADA P-HRM)



(a)



(b)

Fig. 8 LEOP Analysis Result of x, y, z-axis Tumbling ((a) VMLSA P-HRM, (b) SADA P-HRM)

Table 4 Temperature Result of the P-HRM after 5 Minutes of separation

Item		(Unit: °C)				
		T _{ope.} T _{min}	Predicted Temp. (T _{min})			
			Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
VMLSA P-HRM	P-HRM PCB	-50	9.7	8.2	8.6	8.1
	Pogo-Pin	-40	10.4	9.4	18.3	8.5
	Register PCB	-55	13.3	4.8	5.4	3.1
SADA P-HRM	P-HRM PCB	-50	7.6	8.2	7.6	9.6
	Pogo-Pin	-40	8.9	9.3	18.1	10.0
	Register PCB	-55	-11.3	-3.5	-14.5	22.4

-6°C, 1.3°C가 도출됨을 확인하였다. Table 4는 위성 사출 후 5분 시점에 대한 P-HRM 온도 결과로, 작동 시점에 겪게 될 최악의 열환경을 도출하기 위해 P-HRM의 온도가 가장 낮은 Case를 식별하였다. 다만, POD 사출 특성상 위성의 속도 방향인 x축으로만 회전될 가능성은 낮다고 판단되어 Case 2~4만을 비교 대상으로 선정하였다. 비교 결과, 사출 후 5분 시점에서 가장 낮은 온도를 보인 P-HRM은 Case 3의 저항소자로 -14.5°C로 확인되었다. 이는 해석 결과 Case에서 제외된 Case 1을 포함하였을 때도 가장 낮은 온도로 도출되며, 해석 결과에 따라, P-HRM이 최악의 환경에 노출되더라도 허용온도범위 내 안정적으로 작동되는 것을 해석적으로 검토하였다.

최종적으로 궤도 열환경에서의 P-HRM 작동성을 검증하기 위해서는 지상에서 이루어지는 열진공시험이 필수적이다. 이에 따라, 본 논문에서 제안한 P-HRM이 겪게 될 최악의 열환경을 고려하기 위해 해석 결과에서 도출된 P-HRM의 최소 온도 조건인 -15°C를 기준으로 전개시험 온도 규격을 선정하였다. 추가로 분리 장치의 열적 거동에 각속도의 영향성을 검토하기 위해 초기 각속도로 선정한 5 deg/s 외 1~4 deg/s에 대한 축별 텀블링 상태에 대해서도 해석을 수행하였다. 분석결과, 분리장치의 온도는 전반적으로 비슷한 경향을 보였으며, 각속도 변화에 둔감한 것으로 판단되어 5 deg/s 각속도를 기준으로 시험 온도를 도출하였다.

2.6 열진공시험 수행 결과

열진공시험은 열해석을 통한 해석적 검토를 기반으로 실제 궤도상의 고진공 열환경을 모사하여 위성체에 대한 기능 및 열설계 검증을 수행하기 위한 단계이다. 본 논문에서 수행된 열진공시험은 FM (Flight Model) 으로 제작된 STEP Cube Lab-II에 적용되는 P-HRM 이 해석 결과로부터 도출된 시험 온도에서 정상적으로 작동하는지에 대한 검증을 위해 수행되었다. 시험 스펙은 Table 5에 나타내었으며, 전개시험은 시험 단계를 나타낸 Fig. 9와 같이 -15°C에서 이루어진다. 전개 시험을 위한 TRP (Temperature Reference Point)는 시험 온도가 과도해지는 것을 방지하기 위해 열진공시험 사전 열해석을 통해 세 개의 P-HRM 중 가장 먼저 -15°C에 도달하는 SADA의 P-HRM을 TRP로 지정하였다. SADA의 태양전지판은 적층 박판이 없어, 적층 구조가 적용된 6U 크기의 VMLSA 보다 부피 및 질량이 낮아 온도변화량이 크기 때문에 사전열 해석 시 온도가 가장 먼저 하강하는 것을 확인하였다.

Table 5 Definition of FM Thermal Vacuum Test

Item	Definition
Test Temperature (Chamber)	-15 ~ +30°C
Test Temperature Tolerance (Chamber)	+ 2/-0°C (HOT) + 0/-2°C (COLD)
Temperature Change Rate	±20°C/min
Thermal Dwell Time	>1hr

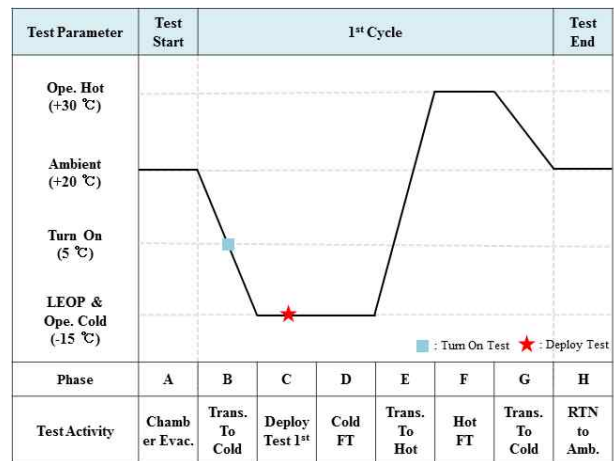


Fig. 9 Temperature Profile of FM Flight Level TVT of STEP Cube Lab-II

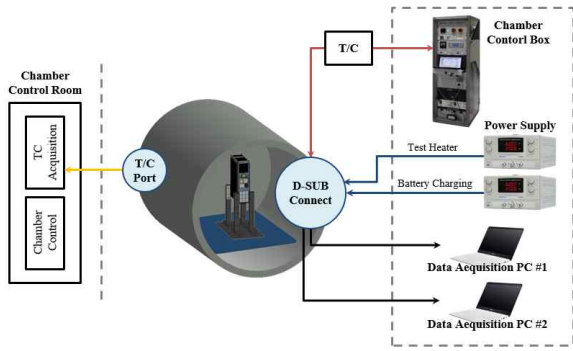


Fig. 10 Electrical I/F Configuration

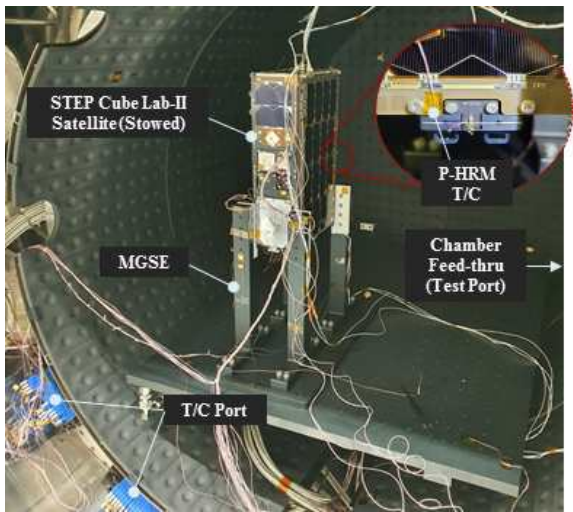


Fig. 11 Thermal Vacuum Test Set-up Configuration for STEP Cube Lab-II

큐브위성의 기능시험을 위한 전기적 인터페이스는 Fig. 10와 같이 구성하였으며, P-HRM의 전개신호는 위성의 릴스위치 및 RBF 작동 후 매 5분마다 자동적으로 송신되도록 설정하였다. Fig. 11은 STEP Cube Lab-II의 열진공시험 모습으로 위성의 모든 전개 메커니즘은 구속된 상태이며, P-HRM 전개시험을 위한 온도센서는 SADA P-HRM 및 VMLSA P-HRM에 각각 부착되었다.

전개시험은 총 3차례 이루어졌으며, 1, 2차 시험에서는 -15°C 에서 하나의 태양전지판만 전개되는 것을 확인하였다. 원인 분석결과, 구속 해제 시 P-HRM의 저항소자에 직접적으로 접촉된 나일론선은 성공적으로 절단되었으나, 절단 이후 스프링 힌지의 복원력으로 해제되어야 하는 나머지 나일론선이 완전히 분리되지 않아 발생한 체결방식의 오류로 확인되었다. 따라서 Fig. 12에 도시한 바와 같이 3차 시험 시 저항소자 표면에

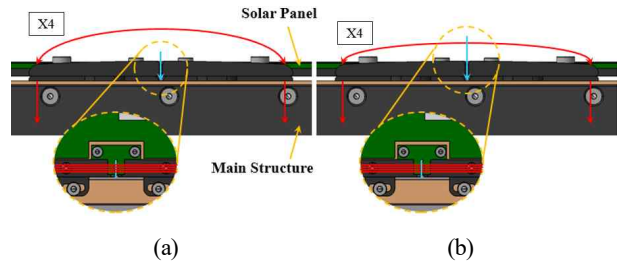


Fig. 12 Close-up View of Tightening Method of the Nylon Wire ((a) 1st, 2nd Test, (b) 3rd Test)

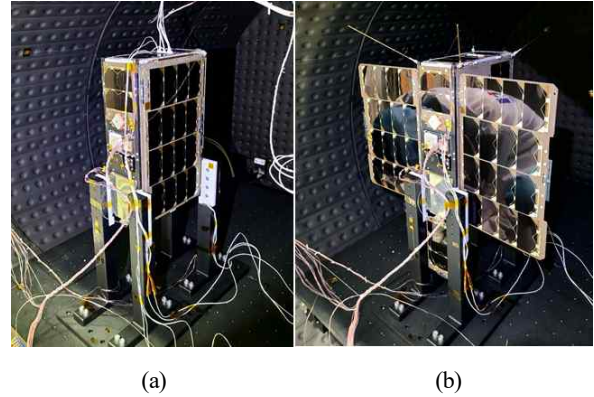


Fig. 13 Thermal Vacuum Test Configuration ((a) Before the Test, (b) After the Test)

직접적으로 접촉되는 나일론선의 수를 기존 대비 4배 증가시켜 힌지의 복원력이 낮아지더라도 안정적인 분리가 가능하도록 체결방식을 변경하였고, 시험 결과, 모든 P-HRM이 정상적으로 전개되는 것을 Fig. 13과 같이 확인할 수 있었다. 아울러, 초기에는 전력인가에 따른 발열 소자의 손상 방지를 위해 전력인가시간을 0.9초로 설정하였으나, 태양전지판의 전개 성공률을 높이기 위해 5초로 최종 변경하였다. 상기와 같이 전력인가시간을 증가시키더라도 P-HRM에서 전개 완료 신호를 원격명령데이터 처리계에서 수신하면 자동으로 전력을 차단하는 기능이 내장되어 있어 저항의 손상 위험 없이 안정적인 작동이 가능하도록 설계되어 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 STEP Cube Lab-II에 적용된 포고핀 기반 분리장치에 대한 궤도 열환경에서의 열적 거동을 분석하기 위해 LEOP 열해석이 수행되었다. 4가지 대표 Case에 대한 열해석 결과를 기반으로 분리장치에 대한

열적 안정성을 검토하였으며, 결과적으로 발생 가능한 최악의 저온환경에서도 분리장치의 허용온도범위 내 정상작동이 가능하다는 것을 해석적으로 검증하였다. 또한, 해석 결과를 바탕으로 도출된 시험 온도에 따라 구속분리장치의 설계 유효성을 검증하기 위해 열진공시험을 수행하였으며, 기능시험을 통해 구속분리장치의 전개 기능이 성공적으로 작동함을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 궤도 열환경에서의 분리장치의 온도를 예측하여 필요시 추가적인 열설계가 가능할 것으로 판단되며, 시험으로부터 확인된 오류 사항을 보완함으로써 P-HRM에 대한 신뢰도가 더욱 향상될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 주최 한국항공우주연구원 주관 2019 큐브위성경연대회의 일환으로 수행되었으며, 이에 관계 기관의 지원에 감사드립니다.

References

- [1] I. H. Seo and H. J. Jeong, "New Space Response and Industrialization Strategy for Micro & Small Satellites", *Journal of Space Technology and Applications*, Vol. 1, No. 2, pp. 256-267, Aug. 2021.
- [2] E. Peral, S. Tanelli, Z. Haddad, O. y, G. ephens, and E. Im, "RainCube: A Proposed Constellation of Precipitation Profiling Radars in CubeSat", *2015 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, pp. 1261-1264, July 2015.
- [3] C. Aplan, D. Persons, D. Weir, and M. Marley, "A Novel Release Mechanism Employing the Principle of Differential Coefficients of Thermal Expansion", *The 41st Aerospace Mechanisms Symposium*, pp. 465-478, 2012.
- [4] 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, No. 5, pp. 69-75, Oct. 2018.
- [5] S. Bhattarai, H. R. Kim, S. H. Jung and H. U. Oh, "Development of Pogo Pin-Based Holding and Release Mechanism for Deployable Solar Panel of CubeSat", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019, pp. 1-13, May 2019.
- [6] I. Nason, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, "Development of a family of picosatellite de-pliers based on the CubeSat standard, in: Proceedings, *IEEE Aerospace Conference*, vol. 1, pp. 1-8, 2002.
- [7] T. Y. Park, H. R. Kim, H. U. Oh, "Critical System Design of 6U CubeSat STEP Cube Lab-II for EO/IR Earth Observation", *SASE 2020 Fall Conference*, 2020.
- [8] S. Bhattarai, J. S. Go, H. R. Kim, S. H. Jung and H. U. Oh, "Development of a Novel Deployable Solar Panel and Mechanism for 6U CubeSat of STEP Cube Lab-II", *Aerospace*, Vol. 8, No. 64, pp. 1-24, March 2021.
- [9] M. Y. Son and H. U. Oh, "On-orbit Thermal Environment Characteristic according to Launch Time of CubeSat STEP Cube Lab-II", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 15, No. 5, pp. 89-97, Oct. 2021.
- [10] V. Melnikova, M. Koretskii, Y. Simirnova and Y. Zhaokai, "Nanosatellite aerobrake maneuvering device, *Instrumentation and Methods for Astrophysics*, pp. 1-18, Aug. 2017.
- [11] L. Jonsson, "Simulations of Satellite Attitude Maneuvers Detumbling and Pointing", Luleå University of Technology Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering master's level, 2019.
- [12] H. D. Kim, W. S. Choi, et al., "Design and Development of the SNIPE Bus System", *Journal of Space Technology and Applications*, Vol. 2, No. 2, pp. 81-103, 2022.