

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(3), 228-239(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.228

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

CNUSAIL-1 큐브위성의 태양돛 개발 및 성능시험

송수아**, 김승균*, 석진영**, 노진호***

Development and Performance Test of Solar Sail System
for CNUSAIL-1 Cube SatelliteSu-A Song**, Seungkeun Kim*, Jinyoung Suk** and Jin-Ho Roh***
Chungnam National University***, Korea Aerospace University***

ABSTRACT

CNUSAIL-1 is a 3U-sized cube satellite with 4m^2 small solar sail which is currently being developed at the Chungnam National University. The primary purpose of the CNUSAIL-1 is successful sail deployment in LEO and its operation for investigating its effect on satellite orbit and attitude as well as performing de-orbiting using the sail membranes as drag sail at the final phase. The system design and mechanism of solar sail deployment is introduced, and optical and tensile tests are carried out for the material of membranes and booms for its safety and performance verification. The ground test is carried out to verify its performance for sail deployment and satellite through comparison between folding methods by determining its folding patterns, thickness of spiral spring and angular velocity measurement in a low-friction environment.

초 록

CNUSAIL-1은 4m^2 크기의 태양돛을 탑재한 3U 크기의 큐브위성이며, 주 임무는 지구 저궤도에서 태양돛을 성공적으로 전개하고 태양돛을 이용해 Drag Sail을 실현하는 것이다. 또한, 이에 따른 자세와 궤도에 대한 영향을 확인하는 임무를 수행한다. 본 논문에서는 CNUSAIL-1의 태양돛에 사용되는 박막과 붐의 재질과 물성치에 관련된 실험을 수행하며, 이를 통해 태양돛 박막의 반사율/투과율 요구도를 확인하고, 박막과 붐의 인장강도를 측정함으로써 지구 저궤도 환경에서의 돛 전개 시 발생가능 응력에 대한 안전성을 확인한다. 또한, 태양돛의 전개장치를 개발·제작하여 우주환경을 모사한 지상시험을 수행함으로써 태양돛 전개의 가능성을 검증하였으며, 태양돛의 탑재와 접기 방법에 따라 비교 전개하는 실험을 통하여 접기방법을 결정하고, Spiral spring 두께에 따른 전개실험과 가속도 시험을 수행하여 실제 전개 시에 생길 수 있는 위성체에 대한 영향성 등을 살펴보았다.

Key Words : Solar Sail(태양돛), Drag Sail(항력돛), Cube Satellite(큐브위성), Ground Test(지상시험), Membrane(박막)

† Received : September 10, 2015 Revised : November 18, 2015 Accepted : December 4, 2015

* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

I. 서 론

최근 많은 관심을 받고 있는 태양돛은 태양복사압 (Solar Radiation Pressure, SRP)을 받아 포톤 (Photon)의 모멘텀 (Momentum) 교환에 의해 추진력을 발생시키며, 추진을 위한 연료가 따로 필요하지 않은 장점을 가지고 있다[1-6]. 이러한 이유로 태양돛은 행성간 탐사와 같은 장기 임무에 적합한 신개념 추진방식으로 인식되고 있다. 한편, 항력돛은 위성의 임무 종료 시 박막을 전개하여 대기항력의 최대화를 유도하고, 이를 이용하여 지구 대기권 재진입을 가속화하기 위한 목적을 가지고 있다. 이는 최근 심각한 문제가 되고 있는 임무 종료 후 위성체나 발사체 상단부 등 잠재적인 우주파편 문제의 해결책으로 주목받고 있다.

대형 태양돛 사업의 경우, 높은 실패 위험성과 개발비 때문에 계획이 중단되는 경우가 많으며, 최근에는 저가로 개발이 가능한 초소형 인공위성을 이용하여 태양돛/항력돛 기술을 검증하고 개선하려는 연구가 활발하게 진행되고 있다[7-8]. 특히, 저궤도 상에서의 박막 전개 메커니즘과 그 가능성을 확인하는 것은 향후 대형 태양돛 운용을 위한 데이터를 획득하고, 성공확률을 높이기 위한 과정이라고 볼 수 있다.

태양돛은 위성의 임무에 따라 크기와 모양 등이 달라지며, 대표적인 태양돛 형상은 크게 4개의 붐이 태양돛을 지지하여 붐의 전개를 도와 3축 안정화가 가능한 사각형상, 4개 이상의 블레이드가 회전을 하여 원심력에 의해 전개되는 헬리오자이로(Heliogyro) 형상, 붐과 기둥이 서로 맞물리게 구조물이 연결되어 원형을 이루는 디스크 형상 등이 있다. 본 연구에서는 제한된 큐브 위성 공간에 박막을 접어서 탑재해야 하므로 전개와 탑재가 쉽고, 3축 자세 안정화가 가능한 사각형상의 태양돛을 고려한다[1].

전 세계적으로 많은 연구소와 대학에서 대형 태양돛과 비교하여 저가로 개발이 가능하므로 소형 태양돛/항력돛을 위한 위성을 개발하고 있다. 2010년 NASA에서 발사한 Nanosail-D는 600 km 지구 저궤도 (Low Earth Orbit, LEO)에서 약 10 m² 태양돛을 운용하였으며, 태양돛 전개 후 8개월 이후 지구 재진입을 성공하였다. 행성학회 (Planetary Society)에서 개발한 Lightsail-1은 2015년에 발사하였으며 궤도상에서 성공적으로 32 m² 태양돛을 전개하였다. 태양돛의 상태는 카메라 시스템을 이용하여 촬영하여 확인하였으며, orbital decay는 태양돛 전개 후 약 7일이 소요되

었다. SSC (Surrey Space Center)에서 개발한 Cubesail은 LEO에서 25 m² 항력돛의 전개를 수행하며, 1년 이상 항해하며 항력을 이용하여 de-orbiting 하는 것을 임무 목적으로 한다. SSC에서 개발하고 있는 Deorbitail은 600 km 이하의 LEO에서 16 m² 태양돛을 이용하여 빠른 궤도이탈(deorbiting)을 시현할 예정이다. 앞서 서술한 위성들은 태양돛 또는 항력돛 기술 시연을 위한 테스트베드 역할을 수행하며 탑재공간을 고려하여 10 ~ 32 m²의 돛을 탑재하였다[9-12].

CNUSAIL-1은 현재 충남대학교에서 개발하고 있는 초소형 인공위성으로 대형 태양돛 위성에 대한 테스트 베드를 위한 4 m² 소형 태양돛을 주 탑재체로 하고 있다. CNUSAIL-1은 지구저궤도(Low Earth Orbit, LEO)에서 2 m x 2 m 사각형상의 태양돛을 전개하고 자세제어를 통하여 위성을 운용한다. 이때, 전개하는 영상의 획득과 확인을 위하여 전개장면을 카메라로 촬영하게 된다. 또한, 위성은 수명이 다한 후 궤도이탈(deorbiting)을 시현할 계획이다. CNUSAIL-1은 2015년 말에 발사될 예정이며, 국내 최초로 우주궤도에서의 전개 및 궤도이탈을 시도하는 태양돛이다. 본 논문에서는 태양돛을 탑재한 큐브 위성 CNUSAIL-1의 소개와 태양돛 박막과 붐의 물성 및 재질을 선정하기 위한 반사율 측정 및 인장강도 시험 및 분석을 수행하였다. 또한, 태양돛 전개장치를 개발 및 제작하여 운용 실험을 수행하였으며 태양돛의 탑재와 수납(folding) 방법에 따른 비교군 실험을 수행하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2장에서 CNUSAIL-1에 대한 개요와 태양돛에 필요한 요구조건을 소개하며, 3장은 태양돛 설계과정 및 박막과 붐 선정을 위한 실험 및 분석과정을 기술한다. 4장은 태양돛 전개시험을 위한 지상시험 장비를 소개하고, 태양돛 지상시험, 탑재와 접기 방법에 따른 비교시험, 그리고 태양돛 전개 시 위성체의 각속도 측정 등에 대하여 서술한다. 5장에서는 결론 및 향후계획을 제시한다.

II. CNUSAIL-1 구성 및 요구조건

2.1 CNUSAIL-1 및 태양돛 구성

CNUSAIL-1은 현재 충남대학교 항공우주공학과 무인시스템그룹에서 개발 중인 태양돛을 탑재한 3U (100 mm x 100 mm x 340 mm) 크기의 큐브 위성이다. CNUSAIL-1의 임무는 400 ~ 700 km 지구 저궤도에서 태양돛을 성공적으로 전개시키

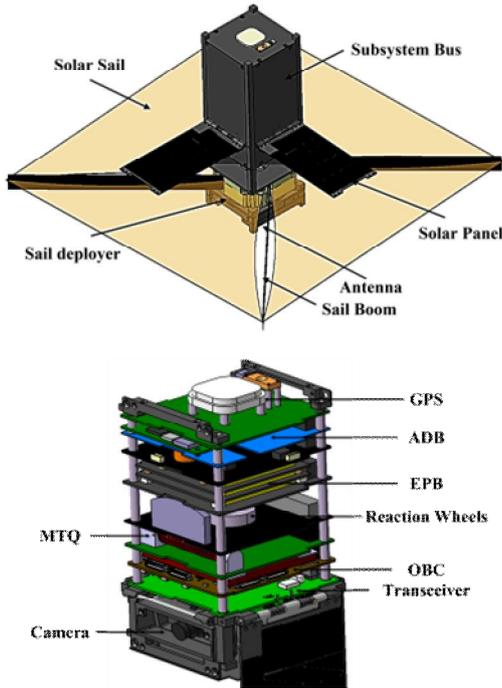


Fig. 1. The overall schematic of satellite configuration of CNUSAIL-1

Table 1. CNUSAIL-1 Mass budget

Solar Sail		Deployer	
Area	2 m × 2 m	Size	0.1 m × 0.1 m × 0.05 m
Material	Kapton film	Mass	0.6068 kg
Thickness	25 μm	spiral spring	35g(2mm)/ 45(2.5mm)/ 72g(3mm)
Mass	0.1422 kg		
Boom		Bus System	
Size	1.42m×25mm×0.2mm	Size	0.1m×0.1m×0.15m
Mass	0.1492 kg	Mass	2.4 kg
Solar sail mass		0.9 kg	
Total satellite mass		3.4 kg	

고, 이로 인한 자세/궤도에 대한 영향성을 확인하며, 임무 말기에는 지구 재진입을 가속화하는 Drag Sail을 시험하는 것이다. CNUSAIL-1은 Fig. 1과 같이 BUS부와 탑재부로 나눌 수 있다. 먼저, 위성운용을 담당하는 BUS부는 1.5 U 크기로 구성되어있으며, 자세제어시스템, 전력시스템, 운용컴퓨터, ADB (Attitude Determination Board), 3축 Reaction Wheel, Magnetic torquer, Fine Sun sensor, 그리고 GPS 수신기 등으로 구성되어 있다. 그 하단에 태양돛 촬영카메라, 태양돛 탑재체, 통신안테나로 구성되어있다.

이 중, 태양돛 탑재체는 박막 탑재공간(0.5 U)과 태양돛 박막을 지지해주는 붐이 탑재된 전개공간(0.5U)으로 나눌 수 있다. Table 1에서 CNUSAIL-1의 전체 질량과 태양돛 각 부분의 질량을 나타낸다.

2.2 태양돛 요구조건

CNUSAIL-1 주 임무인 태양돛의 요구조건은 Table 2와 같으며 설계·제작 및 운용은 다음 요구조건을 만족하여야 한다. 첫째, 태양돛을 접어 제한된 질량과 공간에 탑재할 수 있어야 한다. 둘째, 전개 전에 태양돛 박막과 붐을 구속해주는 장치가 필요하다. 셋째, 전개하는 동안 박막과 붐의 찢김이나 깨짐 등이 최소화되어야 한다. 마지막으로, 붐과 박막이 전기적 신호에 의해 전개가 시작 되어야 한다.

III. 태양돛/항력돛 시스템 설계

3.1 태양돛 박막 및 붐 설계

CNUSAIL-1 태양돛의 형상은 2 m × 2 m 면적의 정사각 태양돛이며, Fig. 1과 같이 태양돛의 탑재와 전개가 용이하도록 4개의 삼각형으로 구성된다. 이 때, 4개의 붐이 삼각 박막의 모서리와 연결되어 붐의 전개와 함께 박막이 전개된다. 각 붐과 연결된 박막은 궤도에 진입하여 전개하기 전까지 큐브위성의 약 1 U 공간에 접어 탑재하게 된다.

Table 2. CNUSAIL-1 Solar Sail Mission Requirement

Part	Requirement Text
Space	Solar sail membrane must be stored in volume of 0.5 U in deployer.
Constrains	Restriction and removal are possible for solar sail deployment.
Deployer	The mass of solar sail must be less than 30 % of total mass.
Deployment	The folded solar sail must be possible to deploy in orbit.
Deploy time	The deployment time have to be longer than 0.5 second of passive method.
Deployment	The solar sail must not be deployed inside a deployer
Size	The area of solar sail have to be less than 4 m ² .
Thickness	The thickness of the film of the solar sail membrane must be less than 25 μm.
Reflectivity	The reflectivity of solar sail membrane must be over than 80 %.

Table 3. Properties of candidate sail film

	Bulk density (gcm^{-3})	Tensile strength (Nm^{-2})	Tensile modulus (Nm^{-2})	UV life
Kapton	1.42	1.72×10^8	2.96×10^9	Good
Mylar	1.38	1.72×10^8	3.79×10^9	Low
Lexan	1.20	6.89×10^8	2.07×10^8	poor

3.1.1 태양돛 박막 선정 및 인장시험

태양돛이 태양복사압으로부터 받는 영향을 살펴보기 위해서는 높은 반사율을 가진 박막을 사용해야 한다. 또한, 우주 환경에서 태양돛 전개 시 열안정성을 가져야 하며, 기계적 물성치의 저하가 없어야 한다. 일반적으로 태양돛 박막으로 많이 사용되는 물질은 Table 3과 같이 Kapton, Mylar, Lexan 등이 있다[1].

3.1.1.1 태양돛 박막 반사율 측정

예산 제한조건 등을 고려하여 산업용으로 쉽게 구할 수 있고 상대적으로 저가인 Kapton과 Mylar에 대해 반사율과 인장강도를 측정하여 태양돛 박막 후보로서의 물성치를 파악하였다. 측정된 시료로는 알루미늄 코팅이 되지 않은 Kapton, 그리고 알루미늄이 100 nm 두께로 코팅된 Kapton (이하 Al-Kapton)과 Mylar (Al-Mylar) film을 측정하였으며, 두께는 모두 25 μm 로 동일하다. 측정장비는 Fig. 2와 같이 적분구 (AvaSpec- ULS2048L)를 사용하여 200 nm ~ 1100 nm의 반사율과 투과율을 측정하여 비교분석하였다.

비교분석 결과, Fig. 3과 같이 반사율은 Al-Kapton이 평균 85 %로 가장 높게 나왔으며, Al-Mylar는 평균 약 72 %, 코팅하지 않은 Kapton

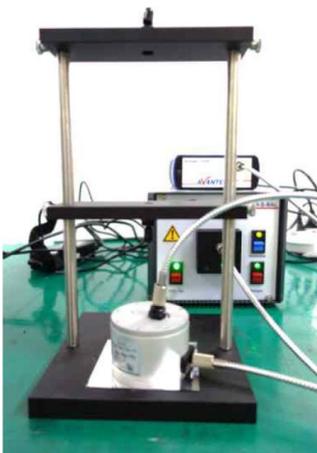


Fig. 2. Integrating sphere

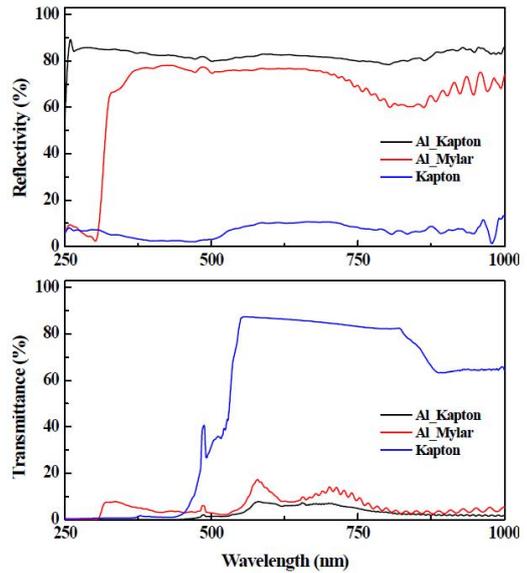


Fig. 3. Reflectivity and Transmissivity of sail membrane (Al_Kapton (black), Al_Mylar (red), Kapton (blue))

film은 약 16 %의 결과로 Al- Kapton film이 가장 반사율이 높았다. 투과율 역시 Al- Kapton은 약 2 %, Al-Mylar는 약 8 %, Kapton film은 약 70 %로 Al-Kapton film이 가장 낮게 나왔다. 이를 통하여, 세 물질 중 반사율이 가장 높고 투과율이 낮아 태양돛 효율이 좋은 물질은 Al-Kapton이었으며 CNUSAIL-1의 Solar sail mission requirement 반사율 80 % 이상인 물질임을 만족하는 것을 알 수 있다. Al-Kapton은 Table 3과 같이 밀도가 높고 UV life에 가장 좋으며, 400 ~ 700 km의 지구저궤도에서 Atomic Oxygen Erosion에도 안정하므로 최종적으로 CNUSAIL-1의 태양돛 박막으로 선정하였다[13].

3.1.1.2 태양돛 박막 인장시험

태양돛이 궤도상에서 운용되면서 받는 하중은 태양복사압(SRP), 관성하중(inertial loads), 그리고 전개하중(deployment load) 등이 있다. 한편, 궤도상 우주파편(orbital debris)은 태양돛에 충격과 손상을 입혀 찢어짐을 발생시킬 수 있다. 이러한 손상은 태양돛 입무에 있어 치명적 실패로 이어질 수 있으나 파편에 의한 손상보다 하중에 의해 발생할 확률이 크므로 하중에 의한 영향을 고려한다[13].

지구저궤도 300 km 고도에서 최대하중은 약 10 mN 정도가 되며, 운용 중 태양돛의 실패 원인이 될 수 있는 돛 가장자리에서 발생하는 찢어짐의

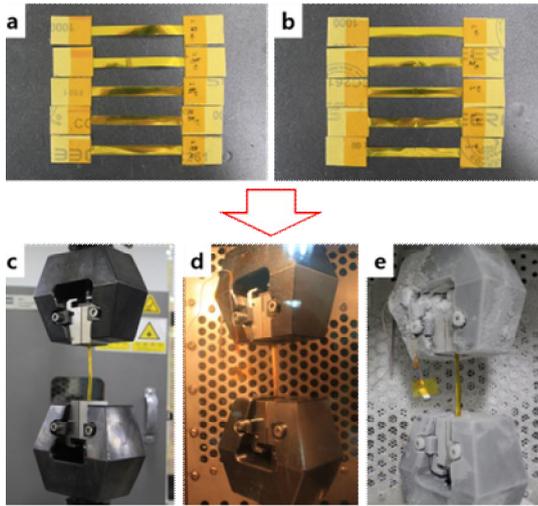


Fig. 4. Experiment set-up for the tensile test (a)Al-Kapton film, (b)Bonding Al-Kapton, (c)Room Temp.(23 °C), (d)High Temp.(100 °C), (e)Low Temp.(-100 °C)

경우 최소 $0.32 \text{ N}/\mu\text{m}$ 의 하중이 발생할 수 있다 [13]. 그러므로 같은 고도에서 폭 8 mm, 두께 25 μm 의 태양돛에 발생하는 하중은 식 (1)와 같이

$$\text{load}_{\text{sail}} = \frac{10 \text{ mN}}{8 \text{ mm} \cdot 25 \mu\text{m}} = 50 \text{ kPa} \quad (1)$$

50 kPa가 되므로 태양돛의 최대하중은 최소 50 kPa 이상이 되어야 한다. 이를 토대로 앞서 선정 한 Kapton film의 인장강도를 측정하여 우주과 편으로 인한 하중에 대한 안정성을 고려하는 것이 필요하다[12].

측정을 위한 Al-Kapton은 상용품으로 500 mm의 폭으로 제작되기 때문에 중간 부분에 접착이 필요하다. 접착한 부분이 전개 시에 찢어질 위험이 있는데, 이를 확인하기 위하여 접착한 경우(Fig. 4.(a))와 접착하지 않은 경우(Fig. 4.(b))의 Al-Kapton film의 인장 강도 실험을 수행하였다. 사용한 접착제로는 고내열도 (149°C)와 아웃가싱이 낮은 3M사의 Y966 양면 전사테이프를 이용하였고 테이프의 폭은 10 mm, 두께는 0.05 mm이며, 접착면적은 10100 mm^2 이다. ASTM D882 방법에 따라, MTS 인장 시험기와 환경챔버를 이용하여 물성을 측정하였다(Fig. 5). 필름시편은 Caplinq사의 Al-Kapton film을 사용하였고, 시편의 폭은 8mm, 게이지길이(gauge length)는 80 mm 그리고 두께는 25 μm 이다. 측정조건은 상온(23°), 고온(150°), 저온(-100°)에서 일반 Al 코팅된 Kapton film과 두 film을 bonding한 Kapton

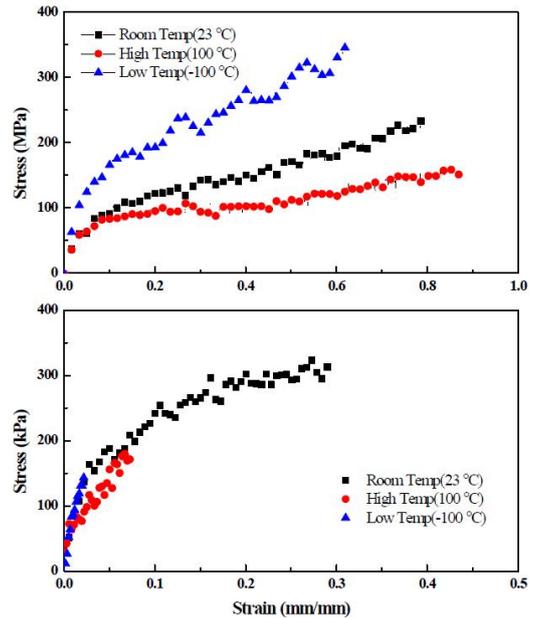


Fig. 5. Stress-Strain Curve of Al-Kapton film(up) and bonded Al-Kapton film(down)

Table 4. Results of tensile mechanical test Kapton film(up) and bonded Al-Kapton film(down)

Specimen		Strength (MPa)	Failure Strain (%)	Modulus (GPa)
Al-Kapton	Room	228.43	73.38	2.66
	High	172.03	76.26	2.30
	Low	340.97	58.42	4.25
Specimen		Strength (kPa)	Failure Strain (%)	Modulus (MPa)
Al-Kapton	Room	310	30.92	5.38
	High	183.11	7.16	3.46
	Low	158.86	1.67	9.87

을 각각 측정하였다.

인장 시험은 각 온도에 대한 정확도를 향상시키기 위하여 각 경우에 따라 7개의 시편 중 최대/최소값에 해당되는 2개는 제외하고 5개 시편의 평균을 이용하여 시험을 진행하였다.

Figure 5(up)는 각 온도에 대한 Al-Kapton의 그래프, Fig. 5(down)는 각 온도에 대한 Bonded Al-Kapton의 그래프이며, 온도에 따른 인장강도와 탄성계수는 Table 4에 나타내었다. 실험 결과, 인장강도는 Al-Kapton의 경우, 228MPa(상온), 172MPa(고온), 340MPa(저온)으로 측정되었으며,

Bonded Al-kapton의 경우, 310 kPa, 183 kPa, 158 kPa로 측정되었다. 상온에 비하여 온도에 따라 필름의 강성, 강도, 그리고 연신률이 크게 변화함을 알 수 있었으며, 태양돛의 접착력으로 인해 Strength 값과 failure strain이 많이 감소하게 된다. 하지만, 태양돛의 운용 중 궤도 300 km에서 발생할 수 있는 항력하중이 약 50 kPa인 것을 감안하면[13], CNUSAIL-1은 평균 500 km의 궤도 상에서 Al-Kapton과 Bonded Al-Kapton 모두 debris 충돌에 의한 하중에 충분히 견딜 수 있는 것으로 판단된다.

3.1.2 봄 선정 및 인장시험

봄은 태양돛 시스템에서 박막을 지지하여 모양을 유지시켜주는 중요한 요소이다. 일반적으로 봄으로 사용하는 물질은 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Polymer)와 Steel 등이 있다. Fig. 6 (a)와 같이 CFRP는 Ω 모양으로 말아 구부러졌을 때와 펼쳐졌을 때 이중안정성과 9g/m의 초경량이라는 장점이 있지만, 충격에 의해 잘 깨지는 단점이 있다.

반면, Steel 봄은 제작방법에 따라 C자, 삼각형 TRAC Boom 등이 있으며, CFRP보다는 무거우나 단단하여 잘 깨지지 않는 장점이 있다. 본 연구는 이러한 장점을 고려하는 동시에 수동전개를 위한 회전탄성력이 높은 Acrylic-Coated Steel 봄

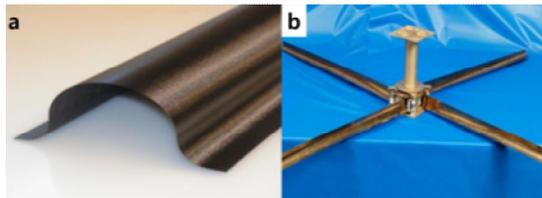


Fig. 6. CFRP boom and Steel boom [10,11]

을 채택하였다.

결정된 Steel 봄에 대한 강도를 확인하기 위하여 Fig. 7과 같이 인장시험을 수행하였다. 인장시험은 ASTM D638 방법을 이용하여 아령 모양 시편의 인장 물성치를 결정하는 시험을 진행하였다. 시험한 시편으로는 제조사 GOATU의 상용품 SK-85 재질의 Tape Spring을 사용하였으며, 폭은 25 mm, 두께는 0.19 mm이다.

시험 결과, 봄의 소성이 일어나는 힘은 6695 N, 깨짐이 일어나는 힘은 6624 N로 측정되었으며, 그보다 큰 응력에서는 깨짐 현상이 발생하였다. 하지만 태양돛의 전개 시의 봄의 사출력이 그보다 훨씬 작으므로 봄의 탄성 범위 내에서 봄이 전개가 가능할 것으로 판단하였다.

3.2 태양돛 전개 장치 설계

위성이 궤도에 진입하여 자세안정화가 진행되면 일정 시간 후 전기신호를 통해 2 m × 2 m의 태양돛을 전개한다. 태양돛과 봄 전개장치의 설계 요구조건은 다음과 같다.

첫째, 각 1.42 m인 4개의 봄은 모두 0.5 U 공간에 감겨 저장이 가능해야한다. 둘째, 위성 안에

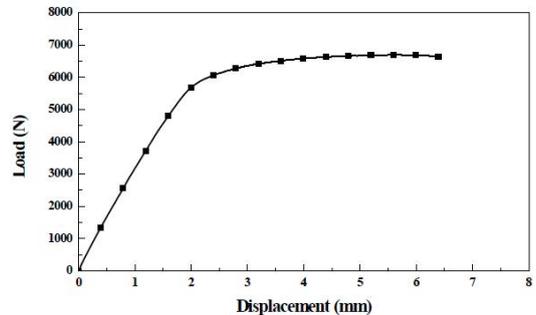


Fig. 7. Displacement-Load curve of Tape spring

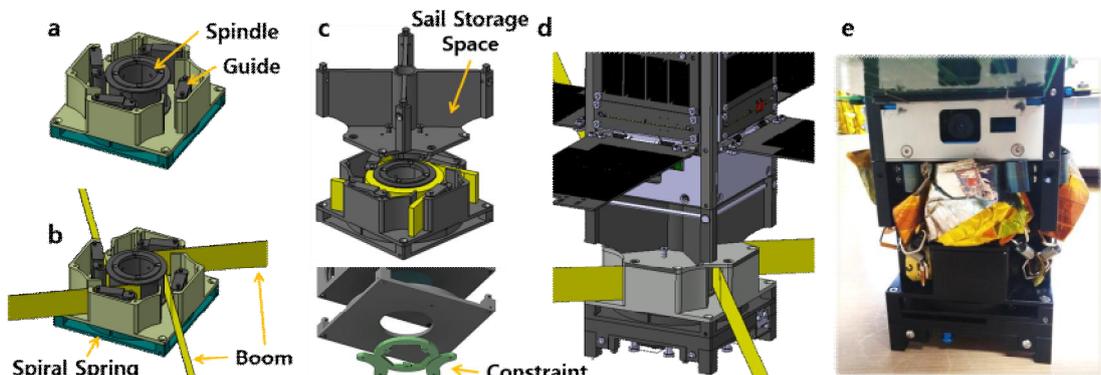


Fig. 8. Design of deployment system composing of deployer, a spindle, guides, and constrains

감겨있는 붐의 구속과 해제를 위한 장치가 필요하다. 셋째, 붐이 전개될 때 경로를 이탈하지 말아야 한다. 넷째, 붐의 전개 시 안쪽에서의 풀림이 없어야 한다. 이와 같은 요구조건에 의하여 전개장치를 설계하였다.

태양돛 전개방식에는 크게 붐의 자체복원력에 의한 수동전개방식과 모터 등의 외부 힘에 의한 자동전개방식이 있다. 자동전개방식은 속도를 조절할 수 있어 태양돛 전개속도를 제어할 수 있는 장점이 있지만 질량이 무거워진다는 단점이 있는 반면, 수동전개방식은 전개장치의 질량을 줄일 수 있지만 속도 제어가 힘들다는 단점이 있으나 향후 모듈화 된 항력돛으로 다른 위성에 장착되기 위해서는 전력과 탑재부피 등에서 유리하다.

CNUSAIL-1 태양돛은 탑재 공간, 돛의 강도 등을 고려하여 모터를 사용하지 않는 수동전개방식을 택했고, 붐이 연결된 스펀들에 스파이럴 스프링을 장착하여 붐의 전개속도를 늦출 수 있도록 설계하였다. 이를 통하여 속도 제어가 힘들다는 수동 전개방식의 단점을 보완하고, 전개 도중 찢어질 가능성을 낮출 수 있도록 고려하였다.

태양돛 전개장치는 Fig 8과 같이 크게 스펀들, 가이드, Spiral Spring 탑재부로 나눌 수 있다. Fig 8(a)은 중심에 실린더 모양의 회전 가능한 Spindle이 있으며, Fig 8(b)와 같이 중심 Spindle에 붐의 한쪽 끝이 연결되어 스펀들의 회전 시에 붐이 함께 회전할 수 있도록 설계하였다. 이 때, Spindle의 밑 부분에 Spiral Spring이 연결되어 있으며, Spiral spring의 두께와 길이를 조절함으로써 붐의 전개 속도를 조절할 수 있다. Spiral Spring 모멘트 구하는 식은 다음 식 (2)과 같으며, 이를 통하여 모멘트와 붐의 힘을 예측할 수 있다[12,13,15].

$$M = \frac{\pi E b t^3 \theta}{6L} (N \cdot mm) \quad (2)$$

E는 탄성계수 (MPa), θ 는 회전각, L은 스프링의 움직이는 길이(mm), M은 모멘트 또는 토크 ($N \cdot mm$), b는 스프링 넓이(mm), t는 스프링 두께(mm)로 구할 수 있다.

붐 4개가 동시에 전개 되는데, 전개 시에 안쪽에서 풀리는 현상이 발생할 수 있으므로, 이를 방지하기 위하여 Torsion spring이 부착된 가이드를 설치하였다. 이 전개장치 위에는 Fig. 8(c)와 같이 삼각형 박막이 접혀서 탑재된다. 이 때, 태양돛의 양 끝은 각 붐의 끝에 고정되어 스펀들의 회전과 함께 붐이 사출되고, 태양돛이 뒤따라 전개되도록 설계하였다.

붐의 구속분리 장치는 감겨있는 붐의 탄성에너지를 유지를 위한 고정과, 전개 시 저장된 에너지 발산을 할 수 있도록 돕는 중요한 부분이다. 설계된 구속분리 장치는 그림 Fig. 8(c)의 아랫부분과 같으며, 스펀들의 하단 홈에 두 개의 반달 모양 핀을 끼운 상태로 다이내마 실을 이용하여 묶어 구속시키는 방식으로 개발되었다. 전기신호를 통하여 저항의 발열로 다이내마 실이 끊어지면, 반달 핀이 풀리며 스펀들의 구속이 해제된다.

3.3 태양돛 박막 접기 및 탑재방법

3.3.1 태양돛 박막 접기 방법

태양돛은 전개 전까지 0.5 U의 탑재공간에 탑재 되는데 태양돛 박막의 강도와 전개의 형태는 태양돛을 접는 방법에 따라 달라진다. 이 때, 접음선은 태양돛의 효율과 성능을 저하시키며, 접음선 또는 주름이 겹쳐지게 되면 태양돛의 강도가 약해져 찢어질 확률이 증가한다. CNUSAIL-1 탑재공간에 적절한 접기 방법을 선정하기 위하여 접기 방법들 중 여러 조건들을 고려하여 보았고, Fig. 9와 같이 대표적인 접기 방법인 세로 접기 방법과 가로 접기 방법을 비교해 보았다[14].

Figure 9(a)는 세로 접기 방법으로 붐 전개 방향



Fig. 9. Folding Method (a) vertical folding (b) horizontal folding method

과 태양돛의 접음선을 나란히 접는 방법이다. 이 방법의 경우, 태양돛의 탑재가 약간 느슨하게 되는 단점이 있으나, 접기 쉽고, 붐의 힘 방향과 접음선이 수직하다는 장점이 있다. 추가적으로, 접힌 면들이 교차하는 지점이 없어 찢어짐의 위험을 줄일 수 있다. Fig. 9(b)는 가로 접기 방법으로 붐 전개방향과 태양돛 접음선이 수직인 방법이다. 이 방법은 접고 탑재가 쉬워 탑재 시의 흘러내림을 방지 할 수 있으며 교차점이 없다는 장점이 있다. 하지만 태양돛 접음선이 붐 전개력과 거의 평행하여 전개 시 태양돛 중심 부분이 접혀져 완전히 전개가 되지 않을 가능성이 있다. 각각의 방법에 대한 이론적인 비교는 CI (Creasing Indicator)를 통하여 각각의 면적에 대한 접음선의 비로 계산해 볼 수 있으며[14], 본 논문에서는 총 접음선 길이의 총 합만을 다루었다.

$$CI = \frac{\text{Total crease length (m)}}{\text{Membrane area (m}^2\text{)}} \quad (3)$$

총 접음선 길이의 합은 세로 접기 방법은 식 (4), 가로 접기 방법은 식 (5)과 같이 계산할 수 있다.

$$CL_h = h_0 + n(2h_0 - d(n+1)) \quad (4)$$

$$CL_l = \frac{n}{2}(2l_0 - d(n+1)) \quad (5)$$

h 는 세로 접기의 접음선의 합, l 은 세로 접기의 접음선의 합, h_0 는 세로 접기의 가장 긴 선, n 은 접는 횟수, d 는 Odd fold 와 Valley Fold의 사이의 길이이다. 탑재공간의 높이가 50 mm 임을 고려하여 d 선분의 길이를 40 mm로 정하여 접기를 고려했을 때, 각각 2500, 3600로 세로 접기 법이 접음선 길이의 총합이 적음을 알 수 있었고, 각 방법에 대한 장단점을 Table 5에 정리하였다.

결과적으로, CNUSAIL-1의 접기 방법은 세로 접기의 방법이 접음선 총길이가 짧고, 붐 전개 방향과 접음선이 수직하여 전개 시 태양돛의 모든 면이 전개 될 수 있는 세로 접기의 방법으로

Table 5. Comparisons of vertical and horizontal folding method

	Advantage	Disadvantage	Creasing Line (mm)
Vertical	easy storage crease ⊥ tension line no crease line convergence	loose storage	2500
Horizontal	easy storage no crease line convergence	crease ⊥ tension line	3600

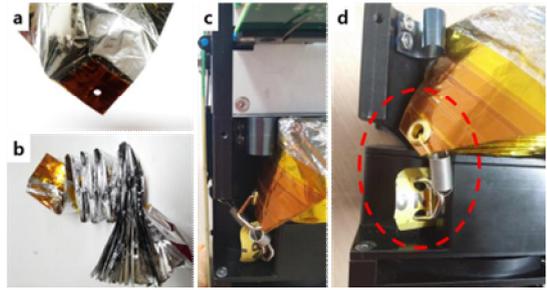


Fig. 10. Sail membrane storage Method

선정하였으며, 선정실험은 4.2.2 절에서 다루도록 한다.

3.3.2 태양돛-붐 연결 및 박막 탑재 방법

태양돛과 붐 연결은 태양돛 전개에 있어서 중요한 요인 중 하나이다. 각 박막의 전개 속도가 달라지거나 박막이 탑재공간에서 빠져나오기 전에 붐만 먼저 전개가 된다면 25 μ m로 매우 얇은 박막이 찢어질 가능성이 있기 때문이다. 이 문제의 해결을 위하여, Fig. 10(a)와 같이 붐 연결부 위 및 고정이 필요한 박막위에 Katpon Tape를 부착하여 강도를 높였다. 또한, Fig. 10(b)와 같이 알루미늄 eyelet ging 고리를 이용하여 응력을 분산하여 붐과 연결된 태양돛의 찢어질 확률을 낮추었다. 태양돛 박막과 붐의 연결은 Fig. 10(d)와 같이 고리와 용수철을 연결하여 전개 시에 받을 수 있는 충격량을 완화 시켜 줄 수 있도록 고려하였다.

IV. 태양돛 성능 시험

4.1 태양돛 지상시험 설계

태양돛 전개시험은 우주의 환경을 모사한 지상 실험을 수행해야 하지만 예산과 설비 등의 문제로 이는 거의 불가능하므로 무중력을 모사한 저마찰 테이블을 사용하였다.

태양돛 지상시험을 위한 장비로는 지구 중력에 의해 태양돛과 붐의 처짐을 방지하기 위하여 Fig. 11과 같이 제작하였다. 먼저 Fig. 11(a)와 같이 태양돛 크기에 맞게 MDF 합판을 제단하고, 그 위에 마찰력이 적은 재질인 Teflon Film을 부착하여 저중력·저마찰 환경을 모사하였다. 추가적으로 Fig 11(b,c)와 같이 지그를 설치하여 전개하는 동안 위성의 하단부를 지지할 수 있도록 설계·제작하였고, 지상시험 테스트베드의 전체적인 그림은 Fig. 11(d)와 같다[16].

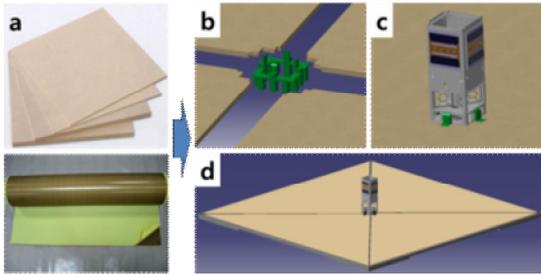


Fig. 11. Low-gravity and low-friction Environment Testbed

4.2 태양돛 전개 성능 시험

태양돛 지상 전개시험은 2 m × 2 m의 실제 크기의 태양돛으로 수행하였다. 태양돛 전개시험은 전기신호에 의한 구속장치의 풀림과 함께 시작되며, 태양돛 전개는 스프링들에 감겨있던 붐과 동시에 접혀있던 태양돛 박막의 사출이 함께 이루어진다. 수행한 전개시험은 앞서 소개한 태양돛 박막의 접기 방법에 따른 비교 시험과 Spiral Spring의 두께에 따른 전개시험, 그리고 각속도 측정을 위한 전개시험을 수행하였다. 이 때, 태양돛 전개시간과 속도는 초고속 카메라 스냅영상을 이용하여 보다 정확하게 측정하였다.

4.2.1 접기 방법에 따른 태양돛 전개시험

태양돛 전개는 박막의 접기 방법 및 탑재 방법에 따라 영향을 많이 받는다. 이를 검증하기 위하여 3.3.1 절의 접기와 탑재방법에 대해 각각 전개시험을 수행하였다. 전개 시험은 4.2.1과 동일한 방법으로 진행하였으며, 비교를 위하여 Fig. 9 과 같이 탑재공간의 (a) 부분은 세로 접기, (b) 부분은 가로 접기로 전개실험을 수행하였다. 시험에 사용한 Spiral Spring의 길이 5 m, 두께는 0.2 T를 사용하였으며, 태양돛의 전개속도는 붐이 나오기 시작할 때부터 태양돛이 완전히 펼쳐질 때까지 약 1.2초가 걸렸다.

실험 결과는 Fig. 12와 같이 (a)의 세로 접기는 붐의 전개와 동시에 태양돛이 펼쳐지면서 전개가 되는 반면, (b)의 가로 접기는 붐을 따라 태양돛이 따라 흘러나온 후, 붐이 다 펼쳐지면 그 힘에 의해 나머지 접혀있던 돛이 전개되기 시작한다. 결과적으로 붐과 태양돛이 1.2초로 빠르게 전개되므로 Fig. 12의 마지막 그림과 같이 1.42 m의 붐이 끝까지 전개가 된다고 하더라도 가로 접기의 경우, 태양돛 박막이 끝까지 전개가 되지 않을 가능성이 있다. 태양돛은 태양복사압을 받는 면적이 넓어야 효율이 증가하므로 탑재방법선택은 전체 면적이 쉽게 전개가 가능한 (a) 세로 접

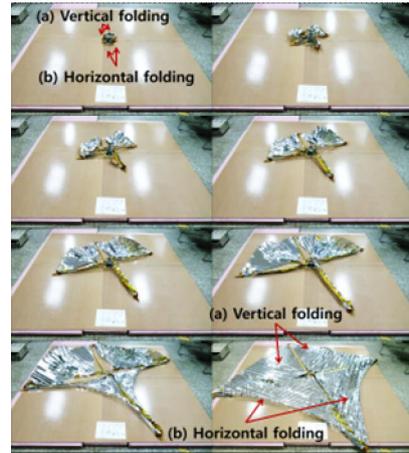


Fig. 12. Solar sail deployment test for comparison with folding method



Fig. 13. Solar Sail Deployment ground Test

기 방법으로 최종 선정하였다.

4.2.2 Spiral Spring 두께에 따른 전개시험

CNUSAIL - 1 태양돛 전개장치는 1.42 m의 붐이 스프링들에 감겨 있다 회전과 동시에 사출이 될 수 있도록 설계되었다. 이때, 스프링들은 Spiral spring에 연결되어 있어 Spiral spring의 풀림속도는 붐의 전개 속도에 직접적 영향을 주게 되므로 spiral spring에 의한 붐의 전개 속도를 측정해야한다. Spiral spring의 Moment는 Spring 앞의 식 (1)과 같이 두께에 영향을 받으므로 spring 두께 변화에 따른 붐 전개 시간 측정 실험을 수행하였다.

실험에 사용한 Spiral Spring의 길이는 5 m, 접는 방법은 4.2.1 절에서 최종 선택한 세로접기 방법을 사용하였다. 실험은 4.2.1과 동일한 방법

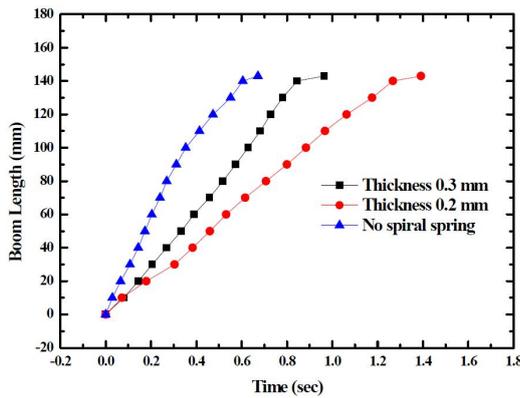


Fig. 14. Comparison experiment depending on spiral spring thickness

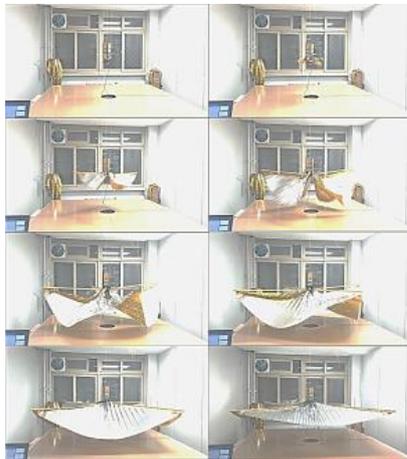


Fig. 15. Solar Sail Hanging Test

으로 전기신호를 주어 구속장치 풀림과 함께 태양돛 전개가 시작된다. 이때, Spiral spring이 봄 전개 시간에 몇 초의 영향을 미치는지 알아보기 위하여 Spiral spring을 장착하지 않고 전개하였을 때, 0.2 mm 그리고 0.3 mm로 장착하였을 때를 비교하였다.

실험 결과, Fig. 14와 같이 Spiral spring을 장착하지 않고 봄 만 전개했을 경우, 태양돛의 전개속도는 봄이 나오기 시작할 때부터 태양돛이 완전히 펼쳐질 때까지 약 0.5초가 걸렸다. 약 0.7 초, Spiral spring 두께가 0.2 mm일 때 약 1.3 초, 두께 0.3 mm일 때 약 0.9 초의 전개시간을 갖는 것을 알 수 있었다. 이 때, spring 두께는 0.4 mm이상일 경우, 강성이 강해 전개장치에 조립하는 과정에서 부러짐 현상이 일어나게 되어 0.2 mm와 0.3 mm의 경우만 실험을 하였다.

이를 통하여 Spiral spring 두께의 조절을 통하

여 CNUSAIL-1에서 개발한 전개장치가 기존 수동전개장치보다 전개 시간을 약 2배가량 늦출 수 있다는 것을 알 수 있었다.

4.2.3 태양돛 각속도 측정실험

태양돛이 우주 환경에서 전개하게 되면 스펀들의 회전에 의한 반토크가 작용하여 각속도가 발생하게 된다. 이 때 생기는 각속도는 위성의 자세제어에 영향을 줄 수 있다. Fig. 16은 각속도를 측정하기 위한 장치로 천장과 바닥으로부터 위성을 고정시켜주며, Z축 방향으로 자유도를 주어 회전이 가능하도록 설계하였다. 추가적으로 봄을 지지해 줄 플라스틱 가이드 선을 천장에 설치하였다.

위성은 구속장치 풀림과 함께 스펀들 회전에 의한 반작용힘이 발생하게 되므로 약간의 회전 후 멈추게 되며, 이때의 스냅영상은 Fig. 15와 같다. 이때, 각속도 측정을 위하여 위성 하단부에



Fig. 16. Angular rate measure test setup

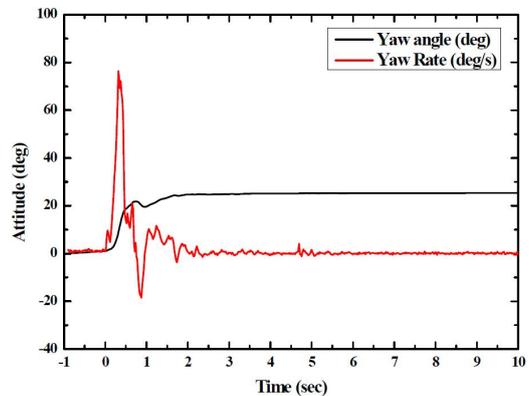


Fig. 17. Yaw angle and Yaw rate of Solar Sail Deployment Test

SBG IG-500A IMU를 설치하여 측정하였다.

측정결과, Fig. 17와 같이 위성은 태양돛 전개 시작 초기 약 0.5초 동안 평균 2~30°의 z-axis 회전 후 약간의 oscillation 후 수렴을 하는 것을 볼 수 있다. 이는 봄이 전개 되면서 봄과 박막의 면적 증가로 관성모멘트가 증가하게 되므로 Z-axis의 각도는 결국 0으로 수렴하게 되는 것으로 판단할 수 있다. 또한, 위성체가 꺾게 되는 최대 각속도는 CNUSAIL-1에 탑재된 반작용 휠과 자기 토커에 의해 제어가 가능한 수준인 것으로 판단된다.

V. 결 론

본 논문은 2 m × 2 m 의 태양돛을 탑재한 큐브위성인 CNUSAIL-1에 대한 박막, 재질, 물성치 등을 선정하고 전개시험을 수행한다. 태양돛 박막은 25 μm두께의 알루미늄이 코팅된 Kapton film, 봄 재질은 Steel Boom으로 선정하였다. 태양돛의 반사율과 투과율, 그리고 인장시험을 수행하였으며, 반사율은 85 % 이상, 투과율은 2 %의 결과로 요구조건에 부합하였다. 일반 태양돛과 Bonding한 태양돛에 상온, 고온, 저온에 대한 인장시험을 수행하여 각각 평균 약 200 MPa, 약 200 kPa로 우주궤도에서의 항력하중인 50 kPa보다 약 400 배, 4배 이상 강한 것으로 보아 운용 중의 하중에 견딜 수 있을 것으로 판단하였다. 태양돛 전개장치를 개발·제작하여 스핀들의 구속 및 해제 등이 가능하도록 설계하였으며, 우주환경을 모사한 지상 시험 장비를 구축하여 전개 시험을 수행하였다. 전개시험은 태양돛 박막 접기 방법의 비교를 통하여 세로접기 방법으로 선정하였으며, CNUSAIL-1 전개장치를 이용한 태양돛 전개시간은 기존 수동전개방식이 0.7초인 것에 비해 약 1.3초로 약 2배 가량 전개 시간을 늦출 수 있었다. 추가적으로 각속도 실험을 통하여 우주상에서 위성체가 꺾게 되는 최대 각속도가 제어 가능한 수준인 것으로 판단할 수 있었다. CNUSAIL-1은 2015년 후반에 발사될 예정이며, 성공적일 경우 한국 최초의 태양돛 전개 및 운용 사례가 될 것이며, 향후 국내 태양돛 및 Drag sail 연구를 위한 선행 데이터를 제공할 좋은 사례가 될 것으로 사료된다.

후 기

This research was supported by Space Core Technology Development Program and Cubesat

Contest and Developing Program through the National Research Foundation of Korea (NRF) and the Korea Aerospace Research Institute (KARI) funded by the Korea government (Ministry of Science, ICT and Future Planning)(No. NRF-2014M1A3A3A02034925 and NRF-2013M1A3A4A01075962).

References

- 1) McInnes, C.R., "Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications", Springer, pp. 1~111, 1999.
- 2) Jenkins, C. H. M, "Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structure Technology for Space Applications", Vol. 191, AIAA, (2000) pp. 481~499.
- 3) Gershman, R. and Seybold, C., Propulsion Trades for Space Science Missions, IAA-L. 98-1001, 3rd AIAA International Conference on Low-Cost Planetary Missions, Pasadena, April 1998.
- 4) Reichhardt, Tony. "Space technology: Setting sail for history", Nature, Vo. 433 (2005) pp. 678-679.
- 5) Charles G., "A Summary of Solar Sail Technology Developments and Proposed Demonstration Missions", JPC, 1999.
- 6) Jenkins, C., Gough, A., Pappa, R., Carroll, J., Blandino, J., Miles, J., and Rakoczy, J., "Design Considerations for an Integrated Solar Sail Diagnostics System "45th AIAA/ ASME/ ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamics & Materials Conference, AIAA pp. 2004-1510, April 19-22, 2004.
- 7) Brian D. L., Rtneshwar J., "Attitude Dynamics and Stability of Solar Sails during Deployment", 47th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structure, Structural Dynamics & Materials Conference, 2006.
- 8) Staehle R., et al. "Interplanetary CubeSats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost", JoSS, Vol. 2, No. 1, pp. 161-186, 2013
- 9) Les Johnson, Mark Whorton, Andy Heaton, and Robin Pinson, 2011, "NanoSail-D: A solar sail demonstration mission

- 10) Staehle R., et al. "Interplanetary CubeSats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost", *JoSS*, Vol. 2, No. 1, pp. 161-186, 2013
- 11) Chris Biddy, Tomas Svitek, "LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification", *Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012.
- 12) Thomas McGrath, "Sail, Deployment, And Imaging Technology for a Nanosatellite Deorbit system Demonstration on CanX-7", Master's thesis, University of Toronto, 2014.
- 13) Ruxu Du, Longhan Xie, "The Mechanics of the Spiral Spring", *the Mechanics of Mechanical Watches and Clocks*, Vol. 21, pp. 89-113, 2013.
- 14) S. Nasir Adeli, "Deployment System for the cubesail nano-Solar Sail Mission", *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, technical session, SSC10-VIII-3, 2010.
- 15) *Desiun Handbook, Enaineerinu Guide to Sprinu Desian*, Associated Spring, Barnes Group Inc., 1987 Edition.
- 16) Troy Mann, "Ground Testing A 20-Meter Inflation Deployed Solar Sail", *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2006.