

태양돛 기술 동향

조형순, 김학인, 이수용, 노진호*

Status of the Solar Sail Technologies

Hyeong-Sun Cho, Hak-In Kim, Soo-Yong Lee and Jin-Ho Roh*

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

ABSTRACT

Solar sail spacecrafts can gain propulsion using the momentum change through reflecting the photon packets of energy from the Sun. The sail slowly but continuously accelerates to accomplish a wide-range of potential missions. To develop the potential mission of the solar sail, the configuration, the film characteristics and the deployment devices should be carefully considered. In this paper, recent development and activities of the solar sail are introduced and design technology of the sail subsystem is investigated.

초 록

태양돛은 태양 광자들의 운동량 변화를 이용하여 추력을 얻는 우주선이다. 매우 작지만 연속적인 가속도를 얻을 수 있어 태양돛은 다양한 임무를 수행할 수 있다. 효과적인 임무 개발을 위해서는 태양돛의 형상, 돛의 재료 그리고 전개 장치에 따른 구조/재료적 특성 뿐만 아니라 위성의 임무 궤적에 따른 자세제어 방법들을 고려해야 한다. 본 논문에서는 태양돛의 기술발전, 태양돛 제작에 필요한 소요기술 그리고 태양돛을 이용한 향후 개발 가능한 위성 임무에 대하여 살펴보고자 한다.

Key Words : Solar sails(태양돛), Photons(광자), Films(필름), Deployment devices(전개장치), Missions(임무)

1. 서 론

뉴턴의 법칙으로부터 에너지가 가해지고 다시 반사될 때는 운동량 변화가 일어난다. 태양의 전자기장 에너지에 의한 광자들의 운동량(momentum) 변화는 태양돛(solar sail) 우주선의 추력을 만들어 낸다. 태양돛의 개념은 광자들의 운동량 에너지를 이용하는 것이다. 광자들이 가지고 있는 운동량은 매우 작지만, 연속적으로 가속을 얻을 수 있어 태양돛은 다양한 임무를 수행

할 수 있다.

태양돛 우주선은 연료 공급 없이 무한히 태양계 행성 간을 운행할 수 있어, 차세대 과학임무를 위한 우주선으로의 발전 가능성이 매우 크고 항공우주 선진국에서 기술개발이 빠르게 이루어지고 있다.

태양돛을 우주비행선의 추진체로 이용하기 위한 실질적인 방법들은 최근에 모색되고 있지만, 1873년 스코틀랜드 물리학자 Maxwell에 의해 광압(light pressure)의 존재가 이론적으로 제시되었

† Received: Novembet 22, 2013 Accepted: May 7, 2014

* Corresponding author, E-mail : jinhoroh@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

다. 1920년대 러시아 과학자 Tsiolkovsky와 Tsander는 '매우 얇은 시트(sheet)를 이용한 거대한 거울(mirror)' 그리고 '큰 속도를 얻기 위한 광압의 이용'이란 글을 발표하였다. 1958년 후반에 들어서야 IBM 연구소의 Garwin이 Journal of Jet Propulsion에 태양돛 관련 논문을 처음으로 발표하였고, '태양돛'이란 용어가 처음 사용되기 시작했다[1,2].

NASA는 1973년 태양돛에 관한 기초 연구를 수행하였고, 1976년 헬리(Halley) 혜성과의 랑데부(rendezvous)를 위한 태양돛 개발을 시작했다. $800m \times 800m$ 크기 사각형상 3축 자세 안정화 태양돛 형상이 초기에 제안되었지만, 돛의 전개(deployment) 실패 위험성으로 이 형상의 태양돛 개발은 중단되었다. 회전 자세안정화를 갖는 헬리오자이로(heliogyro) 형상이 다시 개발되기 시작했다. 헬리오자이로 타입은 $8m$ 의 폭과 $7.5km$ 의 길이를 가지는 12개의 블레이드(blade)를 갖고 있다. 회전에 의한 원심력을 이용하여 말려진 블레이드를 펼치는 방식을 가지고 있기 때문에, 사각형상의 태양돛 보다 더 쉽게 전개를 할 수 있는 장점이 있다. 하지만, NASA의 헬리 혜성과의 랑데부를 위한 태양돛 개발은 예산 문제로 결국 중단되게 되었다. 태양돛을 이용한 새로운 우주탐사를 목표로, JPL은 1996년부터 NOAA와 U.S. Air Force의 공동연구를 통하여 태양풍이 지구에 도달하기 전에 미리 경고를 주는, 'GeoStorm' 태양돛 연구를 시작하고 있다[3].

II. 최근 연구 개발 사례

1999년 독일우주국 DLR 그리고 ESA에 의해 $20m \times 20m$ 사각형상의 태양돛 지상 전개시험이 처음으로 수행되었다. 지상 시험결과, 많은 문제점들이 발견되어 2006년 궤도에 발사될 계획은 취소되었고 '3단계 태양돛 기술 발전 프로그램'의 일환으로, 개발된 기술을 이용하여 크기를 축소시킨 태양돛이 개발되고 있다. 2014년 'Gossamer 1'을 발사할 예정이며, $320km$ 지구궤도에 $5m \times 5m$ 사각형상 태양돛 전개 시연을 목적으로 하고 있다[4, 5].

2005년 NASA는 ATK사와 L'Garde사에 각각 자금을 제공하여 태양돛 개발 프로그램을 수행하였다. ATK와 L'Garde에서 각각 개발된 $20m \times 20m$ 사각형상의 태양돛은 NASA의 Glenn Research Center의 진공실에서 전개 시험이 수행되었다(Fig. 1). 전개 시험 후 L'Garde에

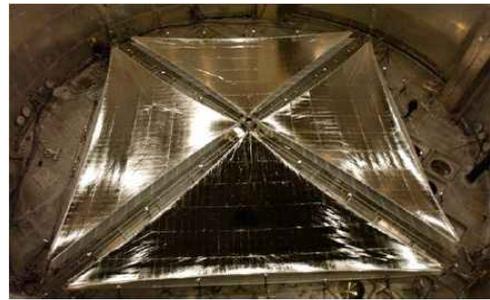


Fig. 1. 20-m ATK solar sail prototype

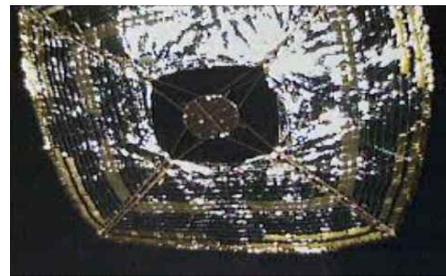


Fig. 2. IKAROS solar sail fully deployed

서 제작된 태양돛은 NASA의 New Millennium Space Technology 9 (ST-9) 후속사업으로 선택되어졌다. NASA는 TRL(Technology Readiness Level) 6 수준의 태양돛 기술을 원했지만, ATK와 L'Garde에서 개발한 태양돛 모두 TRL 6 기술 수준을 만족시키진 못했다[6, 7].

2010년 일본 JAXA에서 태양돛 우주선 IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun)가 처음으로 궤도진입 및 우주공간에서의 전개 그리고 태양복사압에 의한 가속도를 얻는데 성공하였다(Fig. 2). $20m$ 사각형상 태양돛 IKAROS는 H-IIA 로켓에 의해 금성 천이 궤도 근처로 발사되었고 $0.5 kg$ 의 끝단 질량의 회전력에 의하여 전개가 되었다. 폴리이미드(polyimide) 필름으로 돛을 제작하였다. 태양 전지판을 돛에 삽입하여 자체 동력원을 생성하고, 태양복사압의 난반사와 정반사를 조절하여 자세제어를 수행한다. IKAROS는 $1.12 mN$ 의 추력을 얻는 것을 보여주었다[8].

NASA와 Planetary Society는 태양돛을 이용한 CubeSat을 개발하고 있다. NASA는 첫 번째 태양돛 위성 'NanoSailD'를 2008년 8월 SpaceX Falcon 1 로켓에 실어 발사하였지만, 로켓의 문제로 우주궤도에 태양돛 위성을 올리는 것은 실패했다 NanoSailD의 주요 임무는 돛을 성공적으로 전개하고 태양돛을 이용한 궤도이탈장치의 개발 가능성을 보여주는 것이다.

국내에서는 2012년 우주핵심기술개발사업의 일환으로 한국항공대학교에서 팽창형 태양돛 개발을 진행하고 있으며, 2015년 까지 $5m \times 5m$ 사각형상의 태양돛의 지상 전개 시연을 목표로 하고 있다. 또한, 2015년 발사 예정으로, 초소형 위성 경연대회 및 개발사업의 지원을 받아 충남대학교에서 $3m \times 3m$ 크기의 태양돛 시험용 큐브위성을 개발 중에 있다.

III. 태양돛 소요기술

태양돛의 성능 및 개발 가능한 임무를 평가할 때 대표적으로 사용되는 지표는 특성가속도 (characteristic acceleration)이다. 특성가속도는 태양으로부터 $1AU$ 떨어진 거리에서 태양돛이 태양복사압으로부터 받는 가속도로 정의 된다. 이상적인 태양돛은 $9.126 \mu N/m^2$ 의 압력(P)을 받지만, 실제적으로 태양돛의 효율(η)을 고려하면 이 보다 작은 값을 가진다. 특성가속도(a_o)는 식 (1) 과 같이 정의된다.

$$a_o = \frac{\eta P}{\sigma}, \sigma = \frac{m}{A} \quad (1)$$

여기서, m 과 A 는 각각 태양돛의 질량 그리고 표면적을 나타낸다. 지구 궤도에서 $1km \times 1km$ 크기의 태양돛은 최대 $9N$ 의 힘을 받을 수 있고, 태양돛의 두께가 $2\mu m$ 인 경우 최대 특성가속도 $1mm s^{-1}$ 를 얻을 수 있다[1].

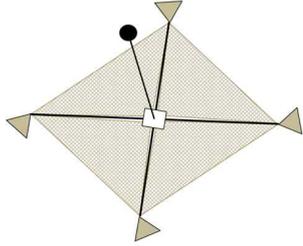
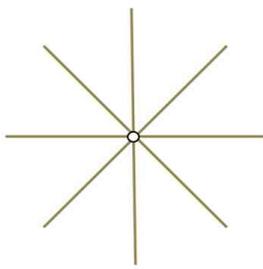
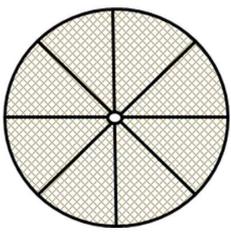
3.1 태양돛 형상에 따른 성능 및 전개 메커니즘

Table 1은 태양돛 형상에 따른 구조적 특성 및 장/단점을 정리하여 보여주고 있다.

3.1.1 사각형상 태양돛

사각형상 태양돛은 스파(spar)와 스테이(stay)를 이용하여 돛을 전개시키고 형상을 유지시킨다. 4 개의 스파는 굽힘(bending) 하중에 견디도록 설계되어져 있고, 태양돛 전체 질량 중 상당 부분을 차지한다. 스테이는 돛에 가해지는 구조 하중을 분산시켜, 스파의 좌굴(buckling)을 방지시킨다. 하지만, 스파와 스테이는 태양돛 전개 실패의 위험성을 증가시며, 이것은 사각형상 태양돛의 가장 큰 단점이다. 사각형상 태양돛의 3축 자세 안정화 방법에는 i) 질량중심(center-of-mass) 제어 그리고 ii) 끝단 베인(vane) 반사 모멘트 제어 방법이 있다[9,10].

Table 1. Characteristics of solar sail configurations

 <p>(a) 사각형상</p>	<ul style="list-style-type: none"> • 끝단 보조 돛에 의한 토크 또는 무게/압력 중심 이동을 통한 자세제어 • 수납/전개의 어려움 • 다수의 순차적인 전개과정 필요
 <p>(b) 헬리오자이로</p>	<ul style="list-style-type: none"> • 블레이드의 주기적 비대칭 힘을 이용한 자세제어 • 회전 원심력을 이용한 전개 • 수납/전개가 매우 쉬움
 <p>(c) 디스크형상</p>	<ul style="list-style-type: none"> • 태양돛의 무게/압력 중심 이동 및 회전을 통한 세차운동으로 자세제어 • 회전 원심력을 이용한 전개 • 질량 감소에 효율적

3.1.2 헬리오자이로(heliogyro) 태양돛

헬리오자이로 태양돛은 여러개의 긴 블레이드를 가지고 있으며, 회전을 통하여 자세 안정화를 얻는다. 회전 원심력을 이용하여 태양돛의 형상을 유지한다. 헬리오자이로 태양돛은 구조 질량을 줄일 수 있는 장점이 있지만, 세장비가 큰 블

레이드의 비틀림 강성을 위하여 횡방향으로 배튼(batten) 부재가 필요하다. 블레이드는 중앙 허브에 부착되고 작동기에 의해 피치(pitch) 회전 각을 조절할 수 있고 이를 통하여 태양돛의 자세를 제어한다[9, 10].

3.1.3 디스크 형상 태양돛

디스크 형상 태양돛은 사각형상과 헬리오자이로 태양돛의 중간 형태로 회전 원심력을 이용하여 돛의 전개와 형상을 유지시킨다. 세장비가 큰 블레이드가 필요 없고 구조 질량을 줄일 수 있다. 자세제어는, 사각형상 태양돛과 헬리오자이로에서 사용되었던, 질량중심 이동과 회전을 통한 세차운동을 이용한다. 세차운동 중 하중을 전달하기 위해서 축방향의 스파(spar)가 필요하고 짧은 빔(beam)들을 허브에 부착시켜 바깥 경계면에 위치한 후프(hoop) 구조와 끈으로 연결시킨다[9, 10].

3.2 태양돛 필름

3.2.1 코팅 기술

태양 복사압을 이용하여 충분한 추력을 얻기 위해서는 큰 면적의 돛이 필요하고 면적밀도(area density)가 작아야 한다. 따라서, 초대형/초경량화로 제작되어야 하며 태양돛 필름 두께는 얇아야 한다. 태양돛 필름은 우주환경에서 기계적 물성 저하가 없어야 하며, 우주 전하를 방출하여 태양 복사(radiation)에 저항해야한다[11]. 태양돛 필름의 종류로는 폴리이미드와 PET(polyethylene terephthalate) 필름이 주로 사용된다. Table 2는 태양돛 필름에 사용가능한 캡톤(kapton), 마일라(mylar) 그리고 렉산(lexan)의 기계적 물성치를 보여주고 있다. 캡톤은 폴리이미드 필름이며 열-기계적 특성이 우수하여,

Table 2. Properties of sail film substrates

		Kapton	Mylar	Lexan
Bulk density (gcm^{-3})		1.42	1.38	1.20
Tensile strength (Nm^{-2})		1.72×10^8	1.72×10^8	6.89×10^7
Tensile modulus (Nm^{-2})		2.96×10^9	3.79×10^9	2.07×10^9
Surface density (gm^{-2})	$1\mu m$	1.42	1.38	1.20
	$3\mu m$	4.26	4.14	3.60
	$5\mu m$	7.10	6.90	6.00
UV life		Good	Low	Poor

Table 3. Properties of sail film coatings

		Silver	Lithium	Aluminum
Bulk density (gcm^{-3})		10.5	0.53	2.70
Surface density (gm^{-2})	$1\mu m$	1.05	0.05	0.27
	$3\mu m$	3.15	0.16	0.81
	$5\mu m$	5.25	0.27	1.35
Melting point (K)		1234	453	933

-269 ~ 400 °C 온도의 범위에서 사용가능하고 UV에 강하다. 마일라는 PET 필름으로 UV에 약하여 내구성을 위해 필름 표면에 코팅 처리를 해야 한다. 하지만 두께가 얇게 제작이 가능하며 강도/강성이 좋은 장점이 있다. 렉산은 폴리카보네이트(polycarbonate) 필름으로 낮은 면적 밀도를 가지고 내구성도 좋다. 하지만 굽힘에 약하고 표면 코팅이 어렵고 강도가 약하다는 단점이 있다[1].

태양 복사압으로부터 최대의 운동량을 얻기 위해서 태양돛 필름은 높은 반사율(reflectivity)을 가져야 한다. 알루미늄(aluminum), 리튬(lithium), 은(silver) 등을 이용한 표면 코팅을 통하여 태양돛 필름의 반사율을 높일 수 있다 (Table 3). 은의 경우 녹는점이 높고 반사율이 좋지만, UV에 약하고 밀도가 크기 때문에 코팅 재료로는 적합하지 않다. 리튬은 밀도가 매우 낮지만 녹는점이 낮은 단점이 있다. 따라서, 알루미늄이 태양돛 필름의 반사율을 높이기 위한 코팅 재료로 가장 적합하다고 할 수 있다.

태양에 의한 필름의 온도를 낮추기 위해, 열방출이 좋은 재료로 필름 표면을 코팅해야 한다. 식 (2)는 태양에 수직한 태양돛 필름의 온도 함수를 나타낸다[12].

$$T = \left[\frac{\alpha S}{AU^2 \sigma (\epsilon_f + \epsilon_b)} \right]^{1/4} \tag{2}$$

여기서 α 는 흡수율(absorptivity)을 나타내고 S 는 태양복사에너지 그리고 σ 는 Stefan-Boltzmann 상수이다($S = 1363 W/m^2$, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} W/m^2 K^4$). 또한, ϵ_b 와 ϵ_f 는 각각 돛 뒷면과 앞면의 열 방사율(emissivity)을 의미한다.

예를 들어, 0.25 AU에서 $2.5\mu m$ 캡톤 필름은 $330^\circ C$ 까지 온도가 올라가게 된다. 이 온도에서 캡톤은 취성(brittle) 특성이 강하게 되어, 기계적 강성을 잃게 된다. 하지만, 같은 조건에서 크롬으

로 코팅한 캡톤 필름은 230°C 까지 온도를 낮출 수 있다.

태양돛 필름은 코팅을 통하여 필름의 반사율과 열방출율을 높이고 기계적 물성을 향상시켜야 한다. 일반적으로 알루미늄은 반사율을 그리고 크롬은 열방출율을 높이는 코팅 재료로 사용된다. 알루미늄의 반사율은 0.88 ~ 0.9 이며 크롬의 열방출율은 0.64 정도이다.

3.2.2 폴딩(folding) 기술

태양돛 필름은 두께가 얇기 때문에 접기는 쉽지만 상대적으로 다시 펼치기엔 어렵다. 비신장 (inextensional) 변형의 Gaussian 곡률을 이용하여, 두께가 얇은 필름을 접는 방법을 정의내릴 수 있다. Galladine[13]은 평판 또는 셸(shell) 구조의 면내(in-plane) 변형의 Gaussian 곡률을 식 (3)과 같이 유도하였다.

$$dK = -\frac{\partial^2 \epsilon_{yy}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \gamma_{xy}}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 \epsilon_{xx}}{\partial y^2} \quad (3)$$

비신장 변형에서는 $\epsilon_{xx} = \epsilon_{yy} = \gamma_{xy} = 0$ 이므로 $dK=0$ 이 된다. 따라서, 초기 Gaussian 곡률이 0인 평평한 필름을 접을 때는, 곡률의 변화가 일어나지 않는 방법만이 가능하다는 것을 알 수 있다.

두께가 얇은 필름을 완전히 접기 위해 2개 또는 그 이상의 직선이 교차할 때 일정한 조건을 만족시켜야 한다. Hushimi 정리[14]는 서로 다른 직선이 하나의 점에 교차하여 필름을 접기 위해서는 최소한 4개의 접는 선이 필요하고, 3개는 같은 부호 나머지 1개는 다른 부호를 갖도록 접어야 한다고 정의하고(Fig. 3), 빈공간 없이 완벽한 접기를 수행하기 위해서는, 서로 인접한 두 개의 각도는 다른 인접한 각도와 같아야 한다고 정의하였다(식 (4)).

$$\alpha_4 - \alpha_1 = \alpha_3 - \alpha_2 \quad (4)$$

Miura [15]는 매우 효과적인 필름 접기 기법을 제안하였다. Hushimi 정리를 기반으로 $\pm \alpha$ 각도를 가지는 zig-zag 라인으로 빈공간 없이 완벽하게 사각형 필름을 접을 수 있다. Fig. 4는 Miura 방법을 이용하여 얇은 필름을 접고, 다시 펼치는 과정을 보여주고 있다. 펼치는 과정을 살펴보면, 잡아당기는 방향에 수직하게 두 개의 방향으로 동시에 펼쳐지게 된다. 즉, 단일 방향의 움직임을 통하여 2차원 평면의 필름을 효과적으로 전개시킬 수 있다.

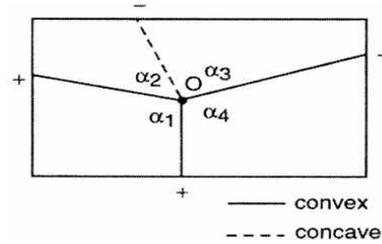


Fig. 3. Packaging without voids

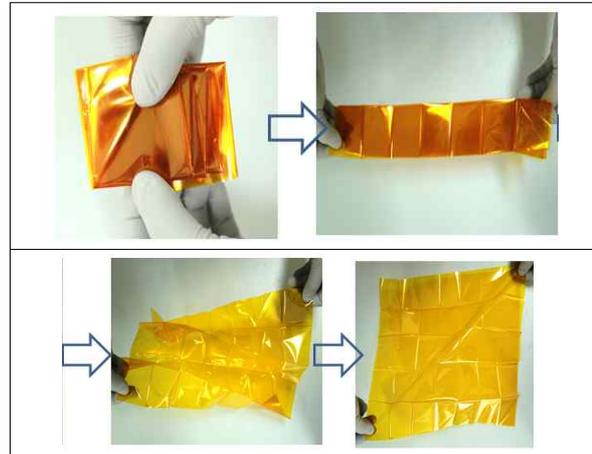


Fig. 4. Folding and deploying membrane for using Miura-ori method

Miura 방법을 이용하면 단일 자유도 움직임을 통하여 필름을 쉽게 펼칠 수 있고 접을 때 약간의 오프셋(offset) 각도를 주어, 필름의 최대 곡률을 감소시켜 주름에 따라 필름이 받는 응력을 감소시켜준다.

필름은 매우 얇기 때문에 우주 공간상의 미소 유성체 충돌에 의해 쉽게 찢어질 가능성이 크다. 필름의 한 부분이 찢어져도 나머지 부분은 그 기능을 할 수 있도록 하는 립스탑(ripstop) 방법이 개발되고 있다. 카본나노섬유를 필름에 삽입시켜 인열저항(tear resistance)을 증가시키고 구간별로 태양돛의 찢어짐을 방지한다[16].

3.3 전개형 돛 구조물

전개형 돛 구조는 일반적으로 높은 전개 신뢰성과 구조 효율(강성/질량, 강도/질량) 그리고 우주환경에 적합한 특성을 필요로 한다. 또한, 제어장치와의 간섭을 피하기 위해 적절한 구조 강성을 요구한다. 돛 구조는 위성의 임무 수행 중 외부온도에 의해 큰 형상변화가 일어나지 않도록, 재료 및 단면을 선택해야 하고 전개 신뢰성을 가져야 한다. 돛의 끝단 질량은 구조 진동을 유발시키기 때문에 관성을 고려하여 적절히 선택해야 한다.

3.3.1 콜랩시블(collapsible) 붐

콜랩시블 붐 구조는 유연한 셸 구조로 두께가 얇고 원호의 단면 형상을 가지고 있으며 전개 방식은 줄자(tape measure)와 매우 유사하다[17].

STEM(Storable Tubular Extendable Mast)은 금속 시트(sheet)를 이용하고 줄자와 유사한 구조적 개념을 가지고 있지만, 원형 또는 실린더 단면의 튜브(tube) 형태를 가지기 위해서 큰 호각도를 가지고 있다(Fig. 5). STEM은 1960년대 초반에 캐나다 Spar Aerospace에서 처음 개발하였다. Bi-STEM은 STEM의 변형된 형태로 2개의 원형 또는 실린더 STEM을 서로 포개어서 만든 형태로 Spar Aerospace에서 개발하였다. Bi-STEM은 STEM에 비해 말아 올리는 폭 길이 및 전개 천이(transition) 구간이 짧고, 대칭적인 구조 특성을 가지고 있다. STEM 그리고 Bi-STEM 모두 단면적에 상당한 마찰력이 존재하게 되고 비틀림이 가해질 때 마찰에 의한 비선형성이 존재하게 된다[18].

Figure 6은 폐단면(closed section)을 가지는 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) 콜랩시블 튜브(tube)로, STEM과 유사한 방식으로 말려진 후, 구조적 탄성에 의해 다시 전개되는 특성을 가지고 있다. CFRP 콜랩시블 튜브는 비틀림 강성이 매우 우수한 장점을 가지고 있지만, 제작하기 어렵다. CFRP 콜랩시블 튜브는 2개의 'Ω' 형상 단면의 끝단을 부착시켜 제작하고, NASA, Ryan Company, 그리고 Astro에서 개발하였으며

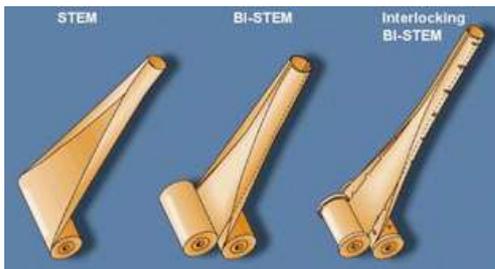


Fig. 5. STEM boom



Fig. 6. CFRP collapsible tube

단위길이 당 질량이 64g/m로 매우 가벼운 특성이 있다[19].

3.3.2 트러스(truss) 붐

트러스 형태의 전개형 붐 구조는 코일러블(coilable)과 관절형-구조(articulated-longeron) 붐으로 분류할 수 있다. 코일러블 붐은 연속적으로 이어져 있는 길이방향 구조(longeron)가 선형탄성 범위 내에서 감기여 전개장치에 수납되어지고 작동기 또는 구조적 탄성에 의해 전개된다. 관절형-구조는 코일러블과 유사한 수납/전개 방식을 따르고 있지만, 길이방향 부재들이 인공관절에 의해 연결되어져 있다. 코일러블 그리고 관절형-구조 붐은 길이방향부재(longeron), 대각부재(diagonal) 그리고 길이방향부재와 대각부재를 이어주는 배튼(batten)으로 구성되어져 있다 (Fig. 7). 길이방향부재와 배튼은 힌지로 연결되어져 있고, 트러스 반경 중심으로 비틀림이 가해지게 되면, 배튼에 좌굴을 유발시켜 원형으로 말려 수납된 형태가 되고 다시 반대의 비틀림을 주게 되면 트러스 붐 구조의 전개가 발생하게 된다 [20].

Figure 8은 Northrop Grumman에서 개발한 코일러블 붐 구조로 IMAGE Spacecraft에 적용되었다. 관절형-구조로 FAST mast가 우주정거장에 그리고 STS99 및 STRM 미션에 ADAM mast (NASA)가 적용되었다[21].

3.3.3 전개형 붐 우주구조물의 성능 비교 분석

우주구조물에 적용되었던 전개형 붐 구조물의 자료조사를 통하여 축하중 지수 (μ_c) 그리고 굽

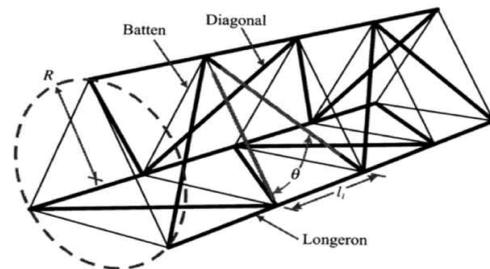


Fig. 7. Truss boom structure

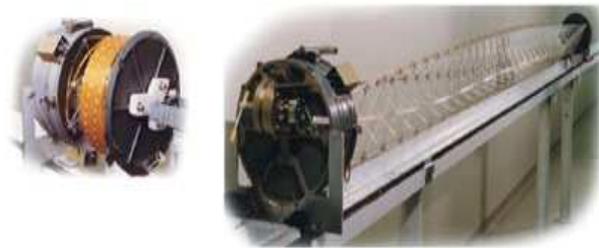


Fig. 8. Coillable boom

힘 지수 (μ_b)를 비교하였다(Figs. 9 and 10). 축하중 지수와 굽힘 지수는 식 (5)와 같이 정의된다.

$$\mu_c = (LP_{req})^{2/3}/w, \mu_b = ((EI)_{req}M_{req}^2)^{1/5}/w \quad (5)$$

여기서, L 는 붐의 길이, EI 는 굽힘강성 그리고 w 는 단위길이당의 질량을 나타낸다. 또한, P_{req} 와 M_{req} 는 각각 붐 설계 시 요구되는 압축하중과 굽힘모멘트를 의미한다.

비교된 대상 구조물은 원통형 형상의 콜랩서블 붐, 트러스 형태의 코일러블 붐 그리고 탄성 기억 복합재료를 이용한 붐 구조물 들을 비교하였다. 축하중 및 굽힘 지수 결과를 살펴보면, TriLock GS2가 가장 좋은 결과를 얻은 것을 확인할 수 있다. 하지만, TriLock GS2은 우주 정거장에 적용된 대형의 그리고 상대적으로 질량이 큰 트러스 형태의 붐 구조물로서 태양돛 전개를 위한 구조물로는 부적합하다. CFRP로 만들어진 콜랩서블 및 코일러블 형태의 붐 구조물이 적당한 구조 성능을 보임을 확인할 수 있고 탄성기억 복합재료를 이용한 새로운 개념의 전개형 붐 구조물도 향후 적용 가능성을 보여주고 있다[21].

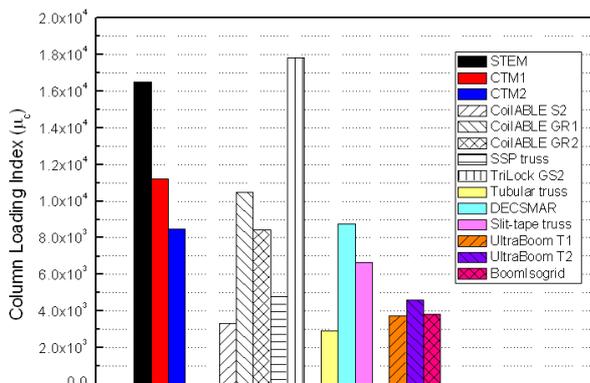


Fig. 9. Index of axial load (μ_c)

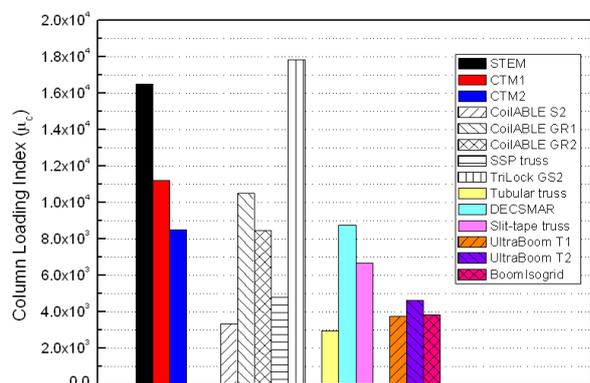


Fig. 10. Index of bending (μ_b)

IV. 개발 가능한 태양돛 임무

4.1 행성중심 궤도 및 주기가 짧은 임무

태양돛을 이용하여 행성중심 궤도 임무를 수행하기 위해서는 높은 기술이 요구된다. 지구중심 궤도 임무인 경우, 최적의 에너지 확보를 위해 매 궤도마다 태양돛 자세를 180° 회전시키고 다시 충분한 에너지를 확보해야 한다. 이런 임무는 태양돛의 크기가 커질수록 더 어려워진다.

태양돛을 이용한 ‘Mars Sample Return’ 임무는 기존의 우주선에 비해 상대적으로 긴 임무 시간을 요구하기 때문에 비효율적이다. 하지만, 5~6 년의 장기적인 임무 기간 동안 ‘Grab-and-go’ 개념의 임무는 태양돛을 이용하면 매우 유용하다 [16].

‘GeoSail’은 지구 주위에서 발생하는 자기장과 태양풍의 상호작용을 관찰하는 임무를 가지고 있다. 태양돛의 체류시간을 최대한 길게하기 위하여, 자기권 꼬리 부근에 태양돛 궤도의 원지점이 위치해야 하며 일정 이상의 이심률이 필요하다 (Fig. 11). GeoSail 임무를 수행하기 위해서는 3.5 μ m 두께의 필름, 40g/m 무게의 붐 구조 그리고 34g/m²의 하중을 견딜 수 있는 50m × 50m 크기의 태양돛 개발이 요구되어진다[22].

4.2 비케플러 궤도

NKO(Non-Keplerian Orbit) 임무는 최근에 McKay et al [23]에 의해 개발되었다. NKO 임무는 작지만 연속적인 일정한 방향의 가속도가 필요하다. 인위적인 평형점에 태양돛 우주선을 위치시키기 위해서, 일정한 자세를 유지하고 중력과 회전 원심력의 차이를 극복할 추력이 필요하다.

NKO의 응용에는 ‘Geostorm’과 ‘Polesitter’ 임무가 있다. Geostorm는 자기장 폭풍이 지구에 도달하기 전에 태양풍을 감시하는 임무이다[24, 25, 26]. Polesitter 임무는 태양돛 우주선이 항상 지구의 극 부근에 위치하면서, 지구의 북극 또는



Fig. 11. GeoSail mission

남극을 관찰하는 것이다. Polesitter 임무에서는 지구의 극 지역에 위치하여 지구를 관찰 할 뿐만 아니라 직접적인 통신을 통하여 지속적인 극지방의 날씨와 환경 관찰을 가능하게 한다[27].

4.3 태양권 경계 탐사 IHP (Interstellar Heliopause Probe)

IHP (Interstellar Heliopause Probe)는 200 AU 이상의 태양계 밖의 성간(interstellar) 공간을 탐사하는 임무이며, 1999년 NASA에 의해 처음 제안되었다[28]. 매년 10 AU 거리를 이동한다고 하여도, 약 20년의 매우 긴 임무 기간과 비용이 요구되고 우주선의 무게 경감 이 매우 중요한 과제이다 [28, 29, 30]. 따라서, 태양돛 우주선을 이용하면 IHP 임무를 매우 효율적으로 수행할 수 있다(Fig. 12).

4.4 디오비팅(De-orbiting)

수명이 다한 위성들은 저궤도 상에 8500톤 정도의 쓰레기로 남겨져 있다(Fig. 13). 이런 우주 쓰레기들은 서로 부딪혀 매년 5%의 새로운 우주 파편을 생성하고 지구 궤도 위성에 매우 큰 위협 요소가 된다. 따라서 국제사회에서는 충돌의 위험을 감소시키기 위하여 많은 연구를 하고 있으며 국제적 가이드라인을 제정하려는 노력을 지속하고 있다. 2006년 ASI, BNSC, CNES, DLR 및 ESA는 향

Table 4. De-orbiting times for satellite in sun-synchronous orbit

Mass(kg)	150	150	500	500
Initial altitude(km)	600	700	600	700
Time to de-orbit without sail(yrs)	43.6	86.6	73.4	290.4
Time to de-orbit with 25 m ² sail (yrs)	2.3	6.9	4.8	22

후 우주쓰레기의 양을 증가를 막기 위한 지침을 정한 ‘European Code of Conduct’를 체결하였고, 2008년 ESA는 우주쓰레기 경감요구에 대한 문서를 작성하여 향후 유럽의 모든 우주 임무에 따르도록 권고하고 있는데, 여기에 의하면 고도 2,000 km 이내의 모든 위성들은 임무종료 후 25년 내에 반드시 궤도이탈을 수행하도록 규정하고 있다.

궤도이탈을 위하여 위성체에서 별도의 추진제를 사용하는 것은 매우 비현실적이므로 다른 방안이 요구되는데, 이 임무를 위한 태양돛의 가능성이 크게 부각되고 있다[31, 32]. 디오비팅(de-orbiting) 태양돛을 드래그세일(drag sail)이라고도 하며, 저궤도에서 펼쳐진 돛의 공기항력을 이용하여 궤도를 이탈하게 된다. 500 kg 이하의 태양돛 우주선을 이용하면 적은 비용으로 저궤도 상의 폐위성을 효과적으로 처리할 수 있다(Table 4)[33]. 2011년 NASA는 태양돛을 이용한 궤도이탈 위성, ‘NanoSail-D2’를 우주궤도에 쏘아 올렸다. 4 kg의 무게 그리고 10 m² 크기의 태양돛을 가진 NanoSail-D2는 270일 후 저궤도를 이탈하여 지구 대기 중 진입해 타 없어진 것으로 확인되었다 [34]. 영국 Surrey Space Center에서는 3 kg CubeSail에 25 m² 크기의 태양돛을 장착한 디오비팅 태양돛을 개발 중에 있다[35].

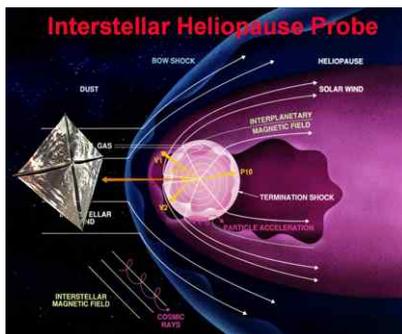


Fig. 12. IHP mission study to reach 200 AU within 25 years (240m × 240m sail)

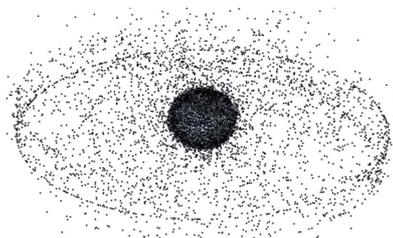


Fig. 13. Space Debris

V. 결 론

태양돛 기술은 IKAROS의 성공으로 그 실현 가능성이 확인되었다. 태양돛 개발에 필요한 기술들은 점차 빠르게 발전하고 있으며, 관련 기술을 이용하여 개발된 태양돛은 우주로 발사되는 날을 기다리고 있다. 또한 태양돛을 이용한 다양한 우주 임무를 개발하고 있다. 현재는 우주상의 폐위성 처리를 위한 디오비팅 태양돛이 가장 관심 받고 있지만, 가까운 미래에는 태양돛을 이용

하여 내·외행성의 탐험도 가능할 것이다.

현재 세계적으로 태양돛 기술 개발에 많은 투자는 없는 상황이다. 하지만, 미래 우주개발을 위해 추진체 없이 태양복사 에너지만을 이용하여 가속하는 우주선 개발이 필요하고 궤위성의 처리를 위한 궤도이탈장치로, 태양돛 개발의 필요성 제기되고 있다. NASA는 보다 진전된 태양계 탐사를 위해, 수년 내에 태양돛 기술이 큰 역할을 할 것으로 예상하고 있다.

후 기

본 연구는 2012년도 정부(교육과학기술부)의 지원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 우주핵심기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다. (NRF-2012M1A3A3A02033484)

References

- 1) C. R. McInnes, *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer, 1~111, 1999
- 2) V. Giovanni, L. Johnson, L. M. Gregory, *Solar Sails : A Novel Approach To Interplanetary Travel*, Praxis Publishing, 121~223, 2008
- 3) L. Johnson, R. Young, N. Barnes, L. Friedman, V. Lappas, C. McInnes, "Solar Sails : Technology and Demonstration Status", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 13 412-427, 2012
- 4) C. Sickinger, L. Herbeck, "Deployment Strategies, Analyses and Tests for The CFRP Booms of a Solar Sail", European Conf. on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, CNES, Toulouse, France, 2002
- 5) C. Sickinger, L. Herbeck, T. Strohlein, J. Torrez, "Lightweight Deployable Booms : Design, Manufacture, Verification, and Smart Materials Application", 55th International Astronautical Congress, IAF/IAA/IISL, Vancouver, Canada, 2004
- 6) D. M. Murphy, M. E. McEachen, B. D. Macy, "Demonstration of a 20-m Solar Sail System", 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2005
- 7) D. Lichodziejewski, B. Derbes, R. Reinert,

K. Belvin, R. Pappa, "Bringing an Effective Solar Sail Design Toward TRL6", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AL, USA, 2003

- 8) Y. Tsuda, O. mori, R. Funase, H. Sawada, T. Yamamoto, T. Saiki, T. Endo, J. Kawaguchi, "Flight Status of IKAROS Deep Space Solar Sail Demonstrator", *Acta Astronautica*, 69 833-840, 2011

- 9) H. W. Price, J. Ayon, C. Garner, G. Klose, E. Mettler, G. Sprague, "Design for a Solar Sail Demonstration Mission", Space Technology and Applications International Forum, NM, USA, 2001

- 10) M. D. Souder, M. West, "Solar Sail Technology for Nanosatellites", AIAA/AAS Astrodynamic Specialist Conference and Exhibit, Hawaii, USA, 2008

- 11) W. M. Rowe, E. F. Luedke, D. K. Edwards, "Thermal Radiative Properties of Solar Sail Film Materials", 2nd AIAA/ASME Thermophysics and Heat Transfer Conference, CA, USA, 1978

- 12) D. M. Murphy, T.W. Murphey, P.A. Gierow, "Scalable Solar-Sail Subsystem Design Concept", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40 539-547, 2003

- 13) C. R. Calladine, *Theory of Shell Structures*, Cambridge University Press

- 14) S. Pellegrino, *Deployable Structures*, CISM Courses and Lectures No. 412, SpringerWienNewYork

- 15) K. Miura, "Map Fold a La Miura Style Its Physical Characteristics and Application to the Space Science", Research of Pattern Formation, 77-90, 1989

- 16) C. Garner, B. Diedrich, M. Leipold, "A Summary of Solar Sail Technology Developments and Proposed Demonstration Missions", AIAA/ASME/SAE/ASEE, 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, CA, USA, 1999

- 17) S. D. Guest, "Deployable Structures : Concepts and Analysis", Doctoral Thesis, University of Cambridge, 1994

- 18) E. Kebabze, S .D. Guest, S. Pellegrino, "Bistable Prestressed Shell Structures", *International Journal of Solids and Structures*, 41

2801-2820, 2004

19) L. Herbeck, M. Eiden, M. Leipold, C. Sickinger, W. Unckenbold, "Development and Test of Deployable Ultra-Lightweight CFRP-Booms for a Solar Sail", European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, Netherlands, 2010

20) G. Tibert, "Deployable Tensegrity Structures for Space Applications", Doctoral Thesis, Royal Institute of Technology, 2002

21) C. H. M. Jenkins, *Recent Advances in Gossamer Spacecraft*, Volume 212 Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA

22) M. Macdonald, G. W. Hughes, C. R. McInnes, A. Lyngvi, P. Falkner, A. Atzei, "GeoSail: An Elegant Solar Sail Demonstration Mission", *Journal Spacecraft and Rockets*, 44 784-796, 2007

23) R. McKay, M. Macdonald, J. Biggs, C.R. McInnes, "Survey Highly Non-Keplerian Orbits with Low-Thrust Propulsion", *Journal Guidance Control and Dynamics*, 34 645-666, 2011.

24) D. Alexander, C. R. McInnes, M. Macdonald, V. Angelopoulos, A. W. Sandman, "GeoSail : A Novel Solar Sail Mission Concept for Geospace", AIP Conference Proceedings, 305-312, 2002

25) J. L. West, "Solar Sail Vehicle System Design for The Geostorm Warning Mission", AIAA Space Conference and Exposition, 2000

26) C. L. Yen, "Solar Sail Geostorm Warning Mission Design", 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, HI, USA, 2004

27) M. Ceriotti, C. R. McInnes, "Systems Design of a Hybrid Sail Pole-sitter", *Advances in Space Research*, 48 1754-1762, 2011

28) H. Fichtner, B. Heber, M. Leipold, "The Science with the Interstellar Heliopause Probe", *Astrophysics and Space Sciences Transactions*, 2 33-43, 2006

29) H. W. Loeb, K. Schartner, B. Dachwald, A. Ohndorf, W. Seboldt, "An Interstellar - Heliopause Mission Using a Combination of Solar/Radioisotope Electric Propulsion", The 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 2011

30) A. Lyngvi, P. Falkner, A. Peacock, "The Interstellar Heliopause Probe Technology Reference Study", *Advances in Space Research*, 35 2073-2077, 2005

31) V. Lappas, S. Pellegrino, H. Guenat, M. Straubel, H. Steyn, V. Kostopoulos, E. Sarris, O. Takinalp, S. Wokes, A. Bonnema, "DeorbitSail : De-orbiting of Satellites Using Solar Sails", 2nd International Conference on Space Technology, 1-3, 2011

32) Deorbit-Sail; <http://www.deorbitSail.com>

33) V. Lappas, N. Adeli, L. Visagie, J. Fernandez, T. Theodorou, W. Steyn, M. Perren, "CubeSail : A Low Cost CubeSat Based Solar Sail Demonstration Mission", *Advances in Space Research*, 48 1890-1901, 2011

34) L. Johnson, M. Whorton, A. Heaton, R. Pinson, G. Laue, C. Adams, "Nanosail-D : A Solar Sail Demonstration Mission", *Acta Astronautica*, 68 571-575, 2010

35) Surrey Space Center; <http://www.surrey.ac.uk/ssc/>