



소형 인공위성을 위한 레이저 삭마 미소 추력기 개발 현황

박영민^a · 이복직^{a,*}

Survey on Laser Ablation Micro-thruster for Small Satellites

Young Min Park^a · Bok Jik Lee^{a,*}

^a*School of Mechanical Engineering, Gwangju Institute of Science and Technology, Korea*

^{*}*Corresponding author. E-mail: bjlee@gist.ac.kr*

ABSTRACT

With the advancement in technology, miniaturization, integration, and weight reduction of satellite components have become possible. In this regard, existing medium and large satellites have been replaced by small satellites. As the demand for small satellites increases, the need for micro-thrusters has emerged for precise attitude and position control. A laser ablation micro-thruster, which generates thrust by using ablation jets that offer a wide range of thrusts and low-impulse thrusts, is considered as an alternative for micro-thrusters in small satellites. The objective of the present study is to introduce configurations of the laser ablation micro-thruster and its research trend.

초 록

기술의 발전은 소형화, 집적화, 그리고 경량화를 가능하게 하였고, 기존의 중·대형 인공위성이 수행하던 임무를 소형 인공위성이 대체할 수 있게 하였다. 소형 인공위성의 수요가 증가함에 따라, 소형 인공위성의 정확한 자세 및 위치의 제어를 위한 미소 추력기의 필요성이 대두되고 있다. 레이저 삭마 미소 추력기는 넓은 추력 범위와 낮은 단일 임펄스, 그리고 입사 레이저 에너지 대비 높은 모멘텀을 보여주어, 소형 인공위성의 새로운 추력기 후보로 고려되고 있다. 본 논문에서는 레이저 삭마 미소 추력기의 개요를 설명하고, 최근 연구 동향을 소개한다.

Key Words: Laser Ablation(레이저 삭마), Micro-thruster(미소 추력기), Small Satellites(소형 인공위성)

1. 서 론

기술의 발전은 인공위성의 소형화, 집적화, 그리고 경량화를 가능하게 하였고, 기존의 중·대형 인공위성

이 수행하던 임무를 소형 인공위성이 대체할 수 있게 하였다. 인공위성의 체급은 중량에 따라 Table 1 과 같이 구분되며, 소형 인공위성은 대개 미니(<500 kg)급 이하를 말한다.

중·대형 인공위성을 소형 인공위성으로 대체할 경우, 제작 시간 및 비용이 절감되어 전체적인 인공위성 발사 비용을 줄일 수 있다. 또한 발사 비용 감소

Received 26 October 2017 / Revised 11 December 2017 / Accepted 17 December 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Table 1. Classification of satellite with respect to mass.

Class	Mass (kg)
Large satellite	> 1000
Medium satellite	500-1000
Mini satellite	100-500
Micro satellite	10-100
Nano satellite	1-10
Pico satellite	0.1-1
Femto satellite	< 0.1

는 발사 기회의 증가로 이어지며, 이는 소형 인공위성을 시험용 장비로도 운용할 수 있게 한다.

소형 인공위성이 시장에서 차지하는 비율은 지난 10년 간 큰 폭으로 성장하였으며, 2023년 까지 총 1,600 여대의 나노·마이크로 급 소형 인공위성이 발사 예정 중에 있는 것으로 파악되었다[1]. 또한 발사가 예정되어 있는 소형 인공위성의 임무로는 지구 관측, 우주과학, 그리고 통신이 등이 약 80% 정도를 차지할 것으로 예측되어 정밀한 위성 자세 제어의 필요성이 더욱 높아졌다[1]. 우주 개발 선진국은 우주상의 모든 외란을 경감하여 과학 인공위성에 대해 높은 정확도를 가지는 저항 자유 제어를 실현하였다. 2004년 발사된 지구 관측위성인 Gravity Probe B (GP-B)는 고도 640 km에서 16개의 가스 추력기를 이용하여 $10^{-12} \text{ m/s}^2 \text{ Hz}^{-1/2}$ 의 잔여 가속도를 보였고, CNES MICROSCOPE 역시 FEPP (Field Emission Electric Propulsion) 추력기를 사용하여 동일한 수준의 잔여 가속도를 갖도록 개발되었다. 2020년 발사 예정인 LISA (the Laser Interferometer Space Antenna)는 $10^{-14} \text{ m/s}^2 \text{ Hz}^{-1/2}$ 이하의 잔여 가속도를 목표로 개발되고 있다[2].

인공위성이 높은 정확도를 가지기 위해선 우주 공간 상의 외란인 저고도 대기 저항, 태양 복사압, 지구 자기장에 따른 토크 등을 경감시켜 줄 수 있으며, 안정성과 내구성을 가지고 세밀한 추력제어가 가능한 추력기를 사용해야 한다. 이러한 점에서 볼 때, 소형 인공위성의 자세 및 위치 제어를 위한 미소 추력기는 앞으로의 소형 인공위성 발전 가능성과 더

불어 매우 중요한 핵심기기로 작용할 것이다.

레이저 삭마 미소 추력기는 레이저를 삭마 물질에 입사하여, 삭마에 의해 발생하는 증기 혹은 플라즈마의 반작용으로 추력을 얻는 방식을 사용하며, 최근 소형 인공위성을 위한 새로운 추력기 형태로 제안되고 있다. 본 논문에서는 기존의 미소 추력기에 적용되고 있는 화학 미소 추력 및 전기 미소 추력 방식을 간단히 소개하고, 한국형 소형 인공위성을 위한 새로운 선택지로 레이저 삭마 미소 추력기와 이의 연구 동향을 소개하고자 한다.

2. 미소 추력기

추력기는 우주비행체의 자세 제어, 궤도 수정, 궤도 유지, 그리고 외력 보상 등의 제어에 사용되는 위성체 핵심구성품의 하나이다. 추력기의 운용 시간은 임무 수명과 직결되므로, 안정성과 내구성, 그리고 비추력은 추력기의 성능을 결정하는 중요한 요소이다. 추력 방식으로는 에너지원에 따라 화학 혹은 전기 추력 방식, 태양풍이나 태양압을 이용한 방식, 핵 에너지 등을 이용한 방식으로 구분된다.

2.1 화학 추력 방식

화학 추력 방식은 연료의 화학 반응을 이용해 추력을 얻으며, 연료의 종류에 따라 하이드라진 계열의 연료를 기반으로 하는 추력기, 고체 연료 추력기, 냉기 또는 온기 가스 추력기, 그리고 고체와 액체 연료를 같이 사용하는 하이브리드 추력기 등으로 나뉜다[3]. 또한 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems)를 이용하여 화학 미소 추력기를 개발하는 시도도 있다[4]. 하지만 화학 추력 방식은 노즐, 탱크 등의 구조물 및 반응물질 용기를 필요로 하며, 생성물에 의한 주요 구성품 및 주변의 오염을 초래할 수 있다. 또한 소형화 될 경우 효율이 감소하여, 화학 추력 방식은 소형 인공위성에 불리한 측면이 있다.

2.2 전기 추력 방식

전기 추력 방식은 1910년대 러시아에서 이론적으로 제시되었으며, 이후 1960년대부터 우주 개발의

일환으로, 미국과 러시아 연구진에 의해 전기 추력기가 본격적으로 개발되기 시작하였다[5]. 현재는 민간 기업도 전기 추력 방식의 추력기를 개발하여 운용하고 있다[6-8]. 전기 추력 방식은 전열기적(Electrothermal), 정전기적(Electrostatic), 전자기적 방식(Electromagnetic)으로 구분할 수 있다[3]. 전열기적 방식으로는 아크제트 추력기(Arcjets)와 전기 저항제트 추력기(Resistojets), 전자기적 방식으로는 펄스유도추력기(Pulsed Inductive Thruster), 그리고 정전기적 방식으로는 이온 추력기(Ion thruster)와 홀 추력기(Hall thruster) 등이 각 방식의 대표적인 사례이다[3].

화학 추력 방식에 대비하여, 전기 추력 방식은 필요로 하는 연료의 양이 적고 효율이 높아 우주비행체나 인공위성의 무게를 줄이고, 발사비용을 낮춰주는 장점을 가지고 있다. 또한 기계요소의 움직임 없이 추력을 발생시킬 수 있어, 전기 추력 방식은 인공위성에 적합한 추력 방식으로 여겨진다. 하지만, 전기 추력 방식을 소형 인공위성에 적용할 경우, 제한된 자체 전력으로 추력기를 운용해야하며, 소형화될 경우 추력기의 제작이 어렵고 내구성이 취약해지는 단점을 가진다.

2.3 국내 인공위성 사례

Table 2는 2010년 이후 발사된 우리나라 인공위성들을 보여주며, 이 중 나로과학위성과 과학기술위성 3호는 상기 언급한 기준에 따라, 소형 인공위성으로 분류된다. 확인된 정보 중 과학기술위성 3호는 전기 추력방식 중 하나인 홀 추력기를 사용하였고, 그 외에 위성들은 주로 화학 추력방식을 채택하여

Table 2. Satellites launched after 2010[9].

Name	Year	Mass (kg)	Propulsion
COMS	2010	2,460	Bipropellant thruster
KOREASAT-6	2010	2,622	Bipropellant thruster
KOMPSAT-3	2012	980	Monopropellant thruster
STSAT-2C	2013	93	N/A
KOMPSAT-5	2013	1,400	Monopropellant thruster
STSAT-3	2013	150	Hall thruster
KOMPSAT-3A	2015	1100	Monopropellant thruster

사용하고 있다. 인공위성 개발계획 및 현황에 따르면 우리나라는 앞으로 정지궤도 복합위성, 차세대 중형위성 뿐 아니라 차세대 소형위성 1호 및 차세대 소형인공위성 2호 등과 같은 소형 인공위성의 개발 및 운용 계획을 가지고 있어, 소형 인공위성의 자세 및 궤도 조정에 적합한 미소 추력기가 요구된다.

3. 레이저 삭마 미소 추력기

레이저는 전자기 방사선의 유도 방출에 의한 광 증폭 과정을 통해 단일 파장의 빛을 방출하는 장치로 방향성, 높은 에너지 밀도 및 효율 등의 장점을 갖는다. 레이저를 이용한 추력기 개념은 1970년대부터 연구되기 시작하였다[10,11].

레이저를 이용해 추력을 얻는 방식은 크게 레이저에 의한 가스 붕괴 방식과 레이저를 물질에 입사하여 삭마하는 방식으로 분류된다. 전자는 기체상태의 매질에 입사된 레이저 에너지를 이용하여 가스의 유도붕괴에 의한 충격과 발생 등으로 추력을 발생시키는 개념으로서, LIGHTCRAFT, Laser-Driven In-Tube Accelerator (LITA), 그리고 Aerospace Laser Propulsion Engine 등이 제시된 바 있다[12-15]. 후자는 레이저를 물질에 입사하여, 삭마에 의해 발생하는 증기 혹은 플라즈마의 분출 반작용으로 추력을 얻는 개념이다. 이 중 위성 추력기에 적용 가능한 것은 레이저를 이용한 물질 삭마방식이며, 고체보다 상대적으로 부피가 큰 작동 유체를 직접 운

Table 3. Performance of laser ablation micro-thruster[16].

Parameter	Value
Thrust-to-mass ratio	High (15 N/kg)
Thrust	Scales linearly with laser power
Thrust density	High (8E5 N/m ²)
Electrical efficiency	Very high
Specific impulse	Low to Very high (200 < I _{sp} < 3100 s)
Main benefit	High electrical efficiency, and high I _{sp}
Main limitation	40-60% laser electrical efficiency at more than newton-level thrust not yet demonstrated

반하여 지니고 있어야 하는 조건으로부터 자유로우므로 소형화가 가능하여 차세대 미소 추력기로 제안되어 왔다. 레이저 삭마 미소 추력기의 성능은 Table 3과 같이 분석되고 그 장점은 다음과 같다 [16].

- (1) 레이저의 운용 조건에 따라 추력이 달라져 μN - mN 의 넓은 추력 범위를 가진다.
- (2) $\text{nN}\cdot\text{s}$ 수준의 단일 임펄스를 가져, 정밀한 추력 제어가 가능하다.
- (3) 레이저의 운용 조건과 삭마 물질에 따라 추력 범위와 단일 임펄스 그리고 비추력을 조정할 수 있으므로, 임무 요구 조건에 맞춘 최적의 설계가 가능하다.
- (4) 입사 레이저 에너지 대비 높은 모멘텀을 가진다.
- (5) 반응성 혹은 고압용기를 이용하는 화학 추력 방식 및 전기 추력 방식과 달리 연료를 쉽게 관리할 수 있다.
- (6) 기존의 추력기관이 요구하는 노즐, 탱크 등의 구조물이 필요하지 않아 인공위성의 안정성을 높이고, 질량을 줄일 수 있다.

하지만, 레이저 삭마 추력기는 삭마에 의해 발생된 제트에 의한 광학 장치 오염, 삭마 추진제의 공급 및 삭마 과정에서 발생하는 노이즈로 인한 위성의 정확도 감소, 불균일한 추진제 삭마 및 추진제 크레이터의 발생으로 인한 추력 정확도 감소 등의 문제를 가지고 있다.

다음으로는 레이저 삭마 미소 추력기를 구성하는 레이저 입사 방식, 삭마 추진제, 추력기 구조, 그리고 삭마 분석 방법을 제시한다.

3.1 레이저 입사 방식

레이저 입사 방식은 Fig. 1과 같이 투과막을 통과한 레이저가 반대편의 금속을 가열시켜 삭마 제트를 발생시키는 통과 방식(T-mode)과 거울을 이용해 레이저를 입사하여 해당 지점에 삭마 제트를 발생시키는 반사 방식(R-mode)으로 나뉜다[17]. 통과 방식과 반사 방식은 레이저의 입사 위치뿐만 아니라 성능, 안정성, 입사되는 레이저의 특성에서 차이를 보인다. 통과 방식은 마이크로 초의 펄스 지속 시

간을 가지는 레이저가 사용되며, 레이저가 입사되는 위치와 삭마 제트가 발생하는 위치가 분리되어 있어 제트에 의한 광학 장치의 오염을 방지하는 장점이 있다[17]. 하지만 투명 막을 통과하여 금속에 에너지를 전달하는 과정에서 에너지 손실이 발생하여, 통과 방식은 반사 방식에 비해 C_m (Momentum coupling coefficient)과 I_{sp} 가 감소한다. 여기서, C_m 은 입사 레이저 에너지와 모멘텀의 비로 정의된다.

또한 레이저에 의해 투명 막의 삭마 혹은 손상이 발생할 수 있어 통과 방식은 안정성 부분에서도 취약함을 보인다. 반사 방식은 나노초의 펄스 지속 시간을 가지는 레이저가 사용되며, 통과 방식과 달리 투명 막에 의한 에너지 손실 없이 직접적으로 추진제 삭마하여 높은 C_m 과 I_{sp} 를 보인다[17]. 하지만 반사 방식은 광학 장치와 삭마 제트가 분리되어 있지 않아, 삭마 제트에 의해 광학 장치가 오염될 수 있는 단점을 가진다.

레이저 삭마 미소 추력기의 연구개발에 사용 또는 검토되고 있는 레이저의 종류는 파장에 따라 Diode (920 nm), Nd:YAG (1064 nm), Yb:YAG (1030 nm), 그리고 Titanium : Sapphire (800 nm) 레이저로 분류될 수 있으며, 이 중 삭마 추력기에 주로 접목되는 레이저는 Diode와 Nd:YAG 방식이다. Diode 레이저는 주로 마이크로 초 레이저 삭마 추력기에 사용되며, 밝고, 가격이 저렴하며, 긴 지속시간 등의 특징을 가지고 있으나, 레이저의 세기가 삭마되는 금속의 비교적 높은 열전도 손실을 극복하고 플라즈마 임계치에 도달하기에 충분치 못하다는 단점을 가진다[16,18]. 이러한 단점을 극복하기 위해 마이

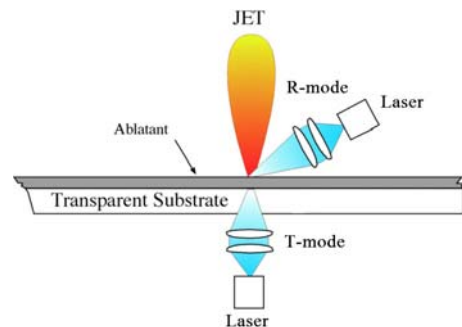


Fig. 1 Overview of T-mode and R-mode[17].

Table 4. Predicted performance of prototype [18].

Thrust level	100 μ N-10 mN
Laser average Power	45 mW-4.54 W
Laser repetition frequency	1.89-4.54 Hz
Electrical average power input	2.0-18.3 W
System C_m	50-550 μ N/W
Tape coating material	GAP:Cnanopearls
Ablatable mass	44 grams
Type of laser	JDSU 6390 (915 nm, 5W diode laser)
Laser peak power	8 W
Laser pulse duration	1.5 ms
Specific impulse	250 s
Number of lasers	6
Volume	667 cm^3
Mass	0.54 kg

크로 초 레이저 삭마 추력기에는 중합체 계열의 추진제가 사용된다. Nd:YAG 레이저는 나노 초 레이저 삭마 추력기에 사용되며, 더 짧은 펄스 폭과 나노 초의 지속시간 등의 장점을 가져 추력기에 탑재될 경우 높은 비추력을 보여주는 것이 확인된 바 있다[19-21]. 하지만 Nd:YAG 레이저는 마이크로 칩의 작동 온도를 안정화 시키는데 필요한 TEC (Thermoelectric Cooler)에 소비되는 전력에 의해 낮은 효율을 보이는 단점이 있다[20].

마이크로 초 레이저 삭마 추력기의 레이저로는 높은 출력, 낮은 가격, 지속성을 가지는 Diode 레이저가 사용된 바 있으며, 예상되는 시제품 추력기의 성능을 Table 4와 같이 제시하였다[18]. 또한, 나노 초의 레이저 삭마 추력기의 레이저로 Nd:YAG 레이저를 사용하였을 때에는, 6.5 W의 최대 요구 파워, 0.5 nN ~ 5 μ N의 추력 범위, 0.455 kg의 시스템 총 무게가 될 것을 예상한 바 있다[19].

3.2 삭마 추진제

레이저 삭마 추진제는 크게 고체형과 액체형 추진제로 나뉜다. 고체형 추진제는 금속 혹은 중합체 (Polymer)가 사용되며, 고체형 중합 추진제로는 GAP, GLYN, PVC, 그리고 PVN 등, 고체형 금속 추

Table 5. Summary of solid ablation material data[16,21,22].

Ablation material	C_m (N/MW)	I_{sp} (s)	Fluence (J/cm^2)	Pulse duration
Au [16]	53	3660	64	5 ns
Au [21]	28	506	20.3	500 ps
Au [21]	27	66	18.9	10 ps
Al [22]	111	1120	34.6	5 ns
Al [21]	29	1017	26.0	500 ps
Al [21]	40	131	16.0	10 ps
GAP:C [16]	3047	137	127	2 ms
GAP:dye [16]	1050	218	753	2 ms
GLYN:C [16]	1280	116	127	2 ms
PVC:C [16]	35	1530	5840	1 ms

진제로는 Al, Au, Cu 등의 물질이 제시되었다[16, 21-23]. 고체형 중합 추진제는 삭마 외에 발생하는 중합체의 반응에 의해 입사 레이저 에너지 대비 높은 모멘텀을 보여준다. Table 4은 각 고체형 추진제의 레이저 삭마 실험으로 얻어진 성능 결과를 정리한 것이다. 고체형에 비해 액체형 중합 추진제는 높은 에너지 밀도와 낮은 질량을 가져 고출력의 추력 엔진의 추진제로 적합하다[24]. 하지만 액체형 추진제는 삭마 제트에 의한 광학 장치 오염을 발생시키는 문제가 있다.

3.3 추력기 구조

레이저 삭마 미소 추력기는 추진 성능의 정확도 및 안정성을 확보하기 위해 불균일한 삭마 및 크레이터 발생을 막아야 한다. 균일한 삭마를 위해서는 추진제 삭마 위치가 지속적으로 갱신되어야 하며, 고정된 입사 레이저에 대해 추진제를 움직이거나, 또는 고정된 추진제에 대해 레이저 입사각을 조정하여 구현할 수 있다.

고정된 입사 레이저에 대해 추진제를 지속적으로 움직이는 개념으로는 고체형 추진제를 사용하는 테이프, 로드, 디스크 형태 추력기와 액체형 추진제를 사용하는 튜브 형태의 추력기 구조가 제시되었다 [16-19,24,25]. Fig. 2는 테이프와 튜브 추력기 구조를 보여준다. 테이프 추력기 구조는 Fig. 2의 왼쪽과 같이 얇게 가공된 고체형 금속 및 중합 추진제를 모터를 통해 공급한다. 테이프 추진제 구조는 제안된

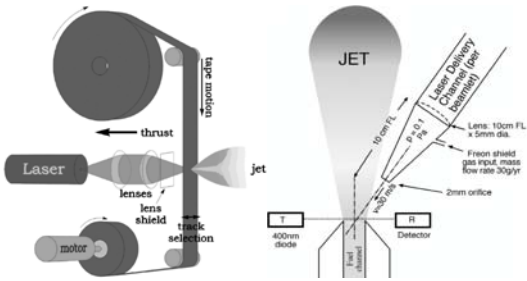


Fig. 2 Mechanism of fuel tape and tube type; Left: tape type, Right: tube type[17,24].

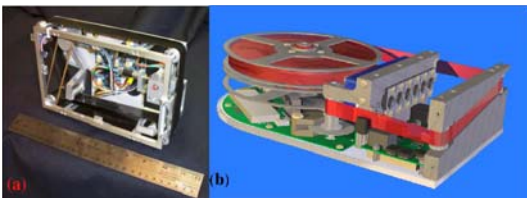


Fig. 3 Laboratory test model and interior view of the prototype[18].

구조 중 단순하면서도 높은 위성 수명 및 균일한 삭마를 기대할 수 있어, Fig. 3과 같은 시제품이 제작되기도 하였다[17,18]. 튜브 추력기 구조는 Fig. 2의 오른쪽과 같이 튜브를 통해 액체형 추진제를 공급하여 레이저로 삭마 시키나, 액체형 추진제가 가지는 광학 장치 오염의 문제가 있어 개념적으로만 제시되었다[24].

하지만, 추진제를 움직이는 방식은 추진제나 추력기 구조의 움직임에 인한 잔여 모멘트의 발생으로, 소형 인공위성의 정확도에 영향을 미칠 수 있는 단점을 가진다. 이러한 문제를 해결하기 위해, 2000년대 후반부터 고정된 고체형 추진제에 대해 레이저 입사각을 조정하는 개념으로 전자식 광학 조정 방식이 제시되었다[25]. 전자식 광학 조정 방식은 레이저를 각도를 조절할 수 있는 광학 장치에 투과하여, 앞서 언급된 방식과 달리, 잔여 모멘트의 발생 없이 추진제를 삭마시킬 수 있다. Fig. 4는 이를 이용한 미소 추력기의 간단한 개념도를 보여준다. 전자식 광학 조정 방식을 이용한 레이저 삭마 미소 추력기는 독일의 DLR 그룹에 의해 MICROLAS 프로젝트로 최근 연구되고 있다[26]. 한편, 레이저 삭마 미소 추력기의 성능을 추력 성능을 배가시키기 위한 방법으로 일본과 미국은 전자기장을 이용한 추

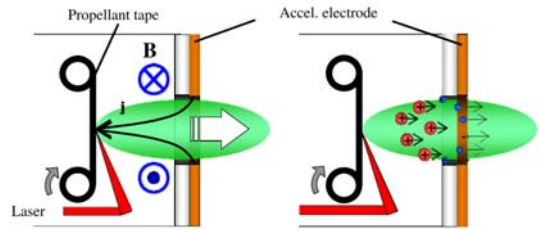


Fig. 4 Mechanism of laser ablation hybrid thruster; Left: Laser-electromagnetic system, Right: Laser-electric type[28].

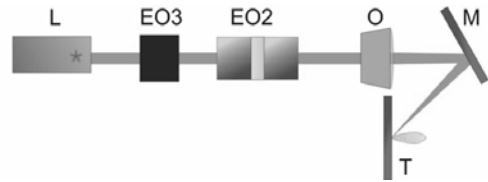


Fig. 5 Concept of electro optic steering system; EO: electro optics[25].

력기 구조를 Fig. 5와 같이 제시하기도 하였다[27, 28]. 전자기장을 부가하여, 삭마 제트 입자를 가속시켜 추가적인 추력을 얻는 방식이다.

3.4 레이저 삭마 분석 방법

레이저 삭마 결과를 분석하기 위한 방법으로, 추력 측정과 삭마 제트 분석 혹은 삭마 표면 분석 등이 수행된다[22,25,29-32]. 이러한 삭마 결과 분석을 통해 레이저의 운용 조건에 따른 추진제의 삭마 특성을 파악하고, 임무 요구 조건에 맞는 삭마 패턴과 추진제를 결정할 수 있게 한다. Fig. 6은 레이저 삭마 실험의 분석 체계 및 설계 목적 함수를 제시하며, Fig. 7은 삭마 패턴 스킴 사례를 보여준다[25,29].

추력 측정을 통해 레이저의 운용 조건과 추진제에 따른 최대 추력, 단일 임펄스, 그리고 추력 범위 등의 값을 얻을 수 있다. 추력 측정 방식으로는 탄도 진자, 압전 힘 센서, 혹은 추력 시험대 등의 실험 방식이 사용된다[30-32]. 삭마 제트 혹은 표면 분석을 통해 삭마 지점 크레터 너비 및 깊이, 삭마 표면의 전후 거칠기, 비추력 등의 정보를 얻을 수 있다. 이를 통해 균일한 삭마를 구현하는 패턴 스킴을 설계하여 레이저 삭마 미소 추력기의 안정성을 높일 수 있다. 삭마 제트 혹은 표면 분석 방법으로는 패러데이 컵의 TOF (Time

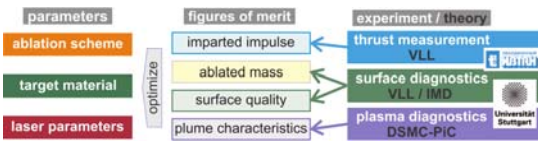


Fig. 6 Overview of laser ablation propulsion research strategy[25].

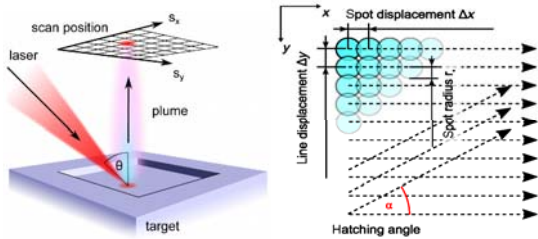


Fig. 7 Laser ablation scan pattern scheme[29].

of Flight) 방식이나 간섭계(Interferometer) 방식이 사용된다[22,29,32].

레이저 삭마 미소 추력기 연구의 비교 및 협력을 위하여, 레이저 펄스 에너지, 펄스 길이, 삭마 지점의 면적, 임펄스, 그리고 삭마 질량을 레이저 삭마 실험의 표준 매개 변수로 사용하자는 주장이 제시되었다[33]. 이에 따라 다양한 기존 연구 사례의 정량 분석을 수행함으로써, 최적 추진제 선정 및 삭마 스킴 설계를 위한 기초 자료가 확보될 것으로 기대된다.

4. 결 론

기존의 소형 위성체 추력기에 적용되어온 방식을 간단히 소개하고, 레이저 삭마 미소 추력기의 개요 및 연구 동향에 대해 소개하였다. 레이저 삭마 미소 추력기는 레이저의 종류 및 입사 방식에 따라 크게 통과 방식과 반사 방식으로 나뉘지며, 고체의 금속 혹은 중합체 형태의 추진제를 삭마시켜 추력을 얻는다. 삭마 미소 추력기의 구조로 다양한 형태가 제시되었으며, 그 중에서도 인공위성의 정확도에 영향을 줄 수 있는 잔여 모멘트의 영향을 줄이기 위해 전자식 광학 조정 방식을 사용하는 구조가 최근 연구, 개발되고 있다. 레이저 삭마 미소 추력기의 안정성 및 성능을 최대화하기 위하여, 추력 측정, 표면

분석, 그리고 삭마 제트 분석이 수행되고 있다. 우리나라는 현재 우주핵심기술의 국산화를 위해 차세대 소형위성 1, 2호 등의 개발이 진행 중이며, 위성 소형화 추세가 지속될 것으로 판단된다. 소형 인공위성의 성공적인 임무 수행을 위해서는 정밀 추력을 제공할 수 있는 미소 추력기가 필요하다. 우주개발 선진국에서 관심을 높이고 있는 레이저 삭마 미소 추력기는 우리나라의 레이저 소형화 기술력을 바탕으로 개발가능성이 높을 것으로 기대되며, 장래의 초소형 위성체 탑재를 목표로 국산화 적용 타당성을 살펴보는 탐색연구의 필요성을 제안한다.

후 기

이 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 선도연구센터지원사업(2013R1A5A1 073861) 및 우주핵심기술사업(2017M1A3A3A0301 5994)의 지원으로 작성되었습니다.

References

1. "2017 Nano/Microsatellite Market Forecast," retrieved 26 Oct. 2017 from <http://spaceworksforecast.com/2017-market-forecast>.
2. Dittus, H. and Zoest, T.V., "Applications of microthrusters for satellite missions and formation flights scenarios," *AIP Conference Proceedings*, Ludwigsburg, Germany, pp. 367-373, Apr. 2011.
3. Meyer, M., Johnson, L., Palaszewski, B., Goebel, D., White, H. and Coote, D., "DRAFT In-Space Propulsion Systems Roadmap Technology Area 02," NASA TA02, 2010.
4. Chakraborty, I., Tang, W.C., Bame, D.P. and Tang, T.K., "MEMS micro-valve for space applications," *Sensors and Actuators*, Vol. 83, No. 1, pp. 188-193, 2000.
5. Choueiri, E.Y., "A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years(1906-1956),"

- Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, pp. 193-203, 2004.
6. Martinez-Sanchez, M. and Pollard, J.E., "Spacecraft Electric Propulsion-An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 688-699, 1998.
 7. "CubeSat Propulsion Systems from VACCO Industries," retrieved 26 Oct. 2017 from <http://www.cubesat-propulsion.com>.
 8. "Propulsion for cubesats and nanosats," retrieved 26 Oct. 2017 from <http://www.busek.com/cubesatprop>.
 9. "Development status of Korea satellites," retrieved 26 Oct. 2017 from https://www.kari.re.kr/kor/sub07_02_03_11.do.
 10. Kantrowitz, A., "Propulsion to Orbit by Ground Based Lasers," *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 10, No. 5, pp. 74-76, 1972.
 11. Bunkin, F.V. and Prokhorov, A.M., "Use of a laser energy source in producing a reactive thrust," *Soviet Physics Uspekhi*, Vol. 19, No. 7, pp. 561-573, 1976.
 12. Sasoh, A., "Laser-driven in-tube accelerator," *Review of Scientific Instruments*, Vol. 72, No. 3, pp. 1893-1898, 2001.
 13. Mead, F.B., Myrabo, L.M. and Messitt, D.G., "Flight Experiments and Evolutionary Development of a Laser Propelled, Trans-Atmospheric Vehicle," *Proceedings of SPIE*, Santa Fe, N.M., U.S.A., pp. 560-563, Sep. 1998.
 14. Myrabo, L.M., Messitt, D.G. and Mead, F.B., "Ground and Flight Tests of a Laser Propelled Vehicle," *36th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 98-1001, Jan. 1998.
 15. Rezunkov, Y.A., Safronov, A.L., Ageichik, A.A., Egorov, M.S., Stepanov, V.V., Rachuk, V.S., Guterman, V.Y., Ivanov, A.V., Rebrov, S.G. and Golikov, A.N., "Performance Characteristics of Laser Propulsion Engine Operating both in CW and in Repetitively Pulsed Modes," *AIP Conference Proceedings*, Nara, Japan, pp. 3-12 Nov. 2005.
 16. Phipps, C.R., Birkan, M., Bohn, W., Eckel, H., Horisawa, H., Lippert, T., Michaelis, M., Rezunkov, Y., Sasoh, A., Schall, W., Scharring, S. and Sinko, J., "Review: Laser-Ablation Propulsion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 4, pp. 609-637, 2010.
 17. Phipps, C.R. and Luke, J.R., "A Diode-Laser-Driven Microthruster," *International Electric Propulsion Conference*, Pasadena, C.A., U.S.A., pp. 15-19, Oct. 2001.
 18. Phipps, C.R., Luke, J.R., Helgeson, W. and Johnson, R., "Performance test results for the laser-powered microthruster," *AIP Conference Proceedings*, Nara, Japan, pp. 224-234, Nov. 2006.
 19. Gonzales, D.A. and Baker, R.P., "Micropropulsion using a Nd:YAG microchip laser," *Proceedings of SPIE*, Taos, N.M., U.S.A., pp. 752-765, Sep. 2002.
 20. Phipps, C.R., Luke, J.R., Helgeson, W. and Johnson, R., "A ns-pulse laser microthruster," *AIP Conference Proceedings*, Nara, Japan, pp. 235-246, Nov. 2006.
 21. Scharring, S. and Karg, S., "Low-Noise Thrust Generation by Laser-Ablative," *Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, Kobe, Japan, IEPC-2015-143, Jul. 2015.
 22. Phipps, C.R., Luke, J.R. and Helgeson, W.D., "3ks Specific Impulse with a ns-pulse Laser Microthruster," *Proceedings of the International Electric Propulsion Conference*, Princeton, N.J., U.S.A., IEPC-2005-319, Nov. 2005.
 23. Phipps, C.R., *Laser ablation and its applications*, 1st ed., Springer, New York, N.Y., U.S.A., Ch. 11, 2007.
 24. Phipps, C.R., Luke, J.R. and Helgeson, W.D.,

- "Liquid-fueled, laser-powered, N-class thrust space engine with variable specific impulse," *AIP Conference Proceedings*, Kailua-Kona, H.I., U.S.A., pp. 222-231, Nov. 2007.
25. Karg, S., Fedotov, V., Sehnert, T. and Eckel, H., "Laser Propulsion Research Facilities at DLR Stuttgart," *International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion Conference*, Santa Fe, N.M., U.S.A., pp. 1-13, Apr. 2014.
26. Scharring, S., Lorbeer, R. and Karg, S., "The MICROLAS concept Precise thrust generation in the μN range by laser ablation," *8th pico- and Nano- Satellite Workshop*, Würzburg, Germany, Sep. 2015.
27. Zaidi, S., Smith, T., Murray, R., Qian, L., Miles, R. and Kremeyer, K., "Magnetically Guided Laser Ablation for High Specific Impulse Thrusters," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 2005-365, Jan. 2005.
28. Ono, T., Uchida, Y., Horisawa, H. and Funaki, I., "Measurement of ion acceleration characteristics of a laser-electrostatic hybrid microthruster for space propulsion applications," *Vacuum*, Vol. 83, No. 1, pp. 213-216, 2008.
29. Karg, S. and Fedotov, V., "Investigation of laser-ablative micropropulsion as an alternative thruster concept for precise satellite attitude and orbit," *13th ONERA-DLR Aerospace Symposium*, Palaiseau, France, pp. 1-8, May 2013.
30. Phipps, C.R. and Luke, J.R., "A 25nN Low-Noise Thrust Stand for Microthrusters," *International Electric Propulsion Conference*, Princeton, N.J., U.S.A., IEPC-2005-318, Oct. 2005.
31. Lorbeer, R., Scharring, S., Karg, S., Pastow, J., Pastuschka, L., Förster, D.J. and Eckel, H., "Thrust noise minimization in long-term laser ablation of propellant material in the nanosecond and picosecond regime," *Optical Engineering*, Vol. 56, No. 1, 011010, 2016.
32. Karg, S., Scharring, S. and Eckel, H., "Microthruster Research Activities at DLR Stuttgart-Status and Perspective," *AIP Conference Proceedings*, Ludwigsburg, Germany, pp. 374-382, Nov. 2011.
33. Scharring, S., Eckel, H., Röser, H.P., Sinko, J.E. and Sasoh, A., "Laser propulsion standardization issues," *AIP Conference Proceedings*, Santa Fe, N.M., U.S.A., pp. 780-788, Apr. 2010.