

# 소형 인공위성을 위한 레이저 삭마 미소 추력기 개발 현황

박영민\* · 이복직\*†

## Survey on Laser Ablation Micro-thruster for Small Satellites

Young Min Park\* · Bok Jik Lee\*†

### ABSTRACT

With the advancement of technology, miniaturization, integration, and weight reduction have become possible, and the existing medium and large satellites have been replaced by small satellites, and the need for a micro thruster has emerged. Laser ablation micro-thruster is a new type thruster using laser ablation. It is emerging as a new candidate in micro-thrusters with wide thrust range and low single impulse thrust. The objective of present study is to introduces the structure, propellant, and research trends of the laser ablation micro-thruster.

### 초 록

기술의 발전에 따라 소형화, 집적화, 그리고 경량화가 가능해지면서, 기존의 중대형 인공위성이 소형 인공위성으로 대체됨으로써 미소 추력기에 대한 필요성이 대두되었다. 레이저 삭마 미소 추력기는 넓은 추력 운용범위와 낮은 단일 임펄스 추력, 그리고 높은 레이저 출력 대비 에너지 비를 가지고 있어 미소 추력기를 대체할 수 있는 세밀한 추력 제어기로서 떠오르고 있다. 본 논문은 레이저 삭마 미소추력기의 구조, 추진제, 그리고 연구 동향을 소개하고자 한다.

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

### 1. 서 론

기술이 발전함에 따라 기술의 소형화, 집적화, 그리고 경량화가 가능해지면서 기존의 중대형 인공위성이 수행하던 기능을 작고 가벼운 소형 인공위성이 대체할 수 있게 되었다.

소형 인공위성이 시장에서 차지하는 비율은

지난 10 년간 큰 폭으로 성장하여, 앞으로의 인공위성 시장은 소형 인공위성이 주류를 이룰 것으로 예상된다. 특히 저궤도위성 시장의 경우 소형위성이 약 450억 달러로 전체 인공위성 시장의 약 43%를 점유할 것으로 예측되고 있다[1].

소형 인공위성의 측지학, 천문학과 같은 과학 임무가 증가하면서 인공위성의 위치 및 자세에 대한 정확한 제어의 필요성이 대두되었다. 인공위성이 높은 정확도를 가지기 위해선 우주 공간

\* 광주과학기술원 기계공학부

† 교신저자, E-mail: bjlee@gist.ac.kr

상의 외란인 낮은 고도에서의 대기 저항(1 mN), 태양 복사압(10-100  $\mu$ N), 지구 자기장에 따른 토크 등을 경감시켜 줄 수 있으며, 안정성을 가지고 세밀한 추력제어가 가능한 추력기가 요구된다[2].

레이저 삭마 미소 추력기는 넓은 추력 운용 범위와 낮은 단일 임펄스 추력, 그리고 높은 레이저 출력 대비 삭마 에너지 비의 장점을 가진 소형 인공위성을 위한 새로운 방식의 추력기로 떠오르고 있다. 본 논문에서는 레이저 삭마 추력기의 연구 동향을 소개하고 한국형 소형 인공위성 추력기의 새로운 선택지로서 소개하고자 한다.

## 2. 레이저 삭마 미소 추력기

레이저 삭마 추진은 고 에너지의 레이저를 삭마물질에 입사하여 입사된 표면에서 삭마에 의해 발생하는 증기 혹은 플라즈마의 반작용으로 추력을 얻는 방식을 말한다. 레이저 삭마 추진은 다음의 장점을 가진다.

- (1) 레이저의 운용 조건에 따라 추력이 달라져  $\mu$ N - mN 의 넓은 추력 범위를 가진다.
- (2) 단일 임펄스 추력은 nN·s 수준으로, 정밀한 추력 제어가 가능하다.
- (3) 레이저의 운용 조건과 삭마 물질에 따라 추력 범위와 단일 임펄스 추력 그리고 비추력을 조정할 수 있으므로, 임무 요구조건에 맞춘 최적의 설계가 가능하다.
- (4) 레이저 삭마 추진은 높은 입사 레이저 에너지 대비 배기 운동 에너지 비율을 가진다.
- (5) 반응성 혹은 고압용기를 이용하는 화학추력 방식 및 전기추진방식과 달리 연료를 쉽게 관리할 수 있다.
- (6) 레이저 삭마 추진방식은 기존의 추력기관이 요구하는 노즐, 탱크 등의 구조물이 필요하지 않아 우주비행체의 안정성을 높이고, 질량을 줄일 수 있다.
- (7) 무게의 감소와 낮은 가격을 통해 발사 비용 감소 및 기회의 증대가 가능하다.

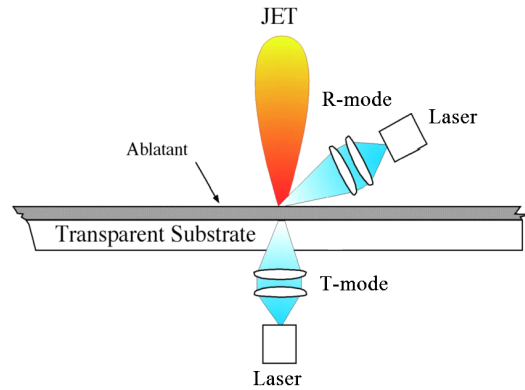


Fig. 1 Overview of T-mode and R-mode[2].

### 2.1 레이저 입사 방식

레이저 삭마 추진의 레이저 입사 방식은 크게 두 가지 방식, 레이저가 투과막을 통과하여 반대편의 금속이 고열에 의해 삭마 제트를 발생시키는 Transmission 방식(T-mode)과 거울을 이용해 레이저를 입사하여 해당 지점에 삭마 제트를 발생시키는 Reflection 방식(R-mode)으로 나뉜다. T-mode는 삭마 제트에 의한 광학장치의 오염을 방지할 수 있지만 에너지 손실로 인한 성능 저하 문제가 있다. 반대로 R-mode은 T-mode보다 높은 추력 성능을 보여주지만 광학장치 오염의 위험이 있다.

### 2.2 레이저 삭마 추진제

레이저 삭마 추진제는 고체형과 액체형 추진제로 나뉜다. 고체형 추진제는 금속 혹은 중합체(Polymer)가 주로 사용된다. 고체형 중에서도 중합체 추진제의 장점은 반응형 물질을 사용하여 높은 레이저 출력 대비 삭마 에너지 비를 가지는 점이다[3]. 하지만, 삭마 중합체에 대한 연구는 약 20 년 가까이 진행되었으나 이의 가능성은 완전히 파악되지 않았다[4]. 액체형 추진제는 고체형에 비해 높은 에너지 밀도와 낮은 질량으로, 고출력의 추력 엔진의 추진제로써 적합하다고 판단되어 사용되고 있다[5]. 하지만 액체형 추진제는 삭마제트에 의한 광학장치 오염으로 안정성이 낮아질 수 있다는 큰 문제점을 가지고 있다.

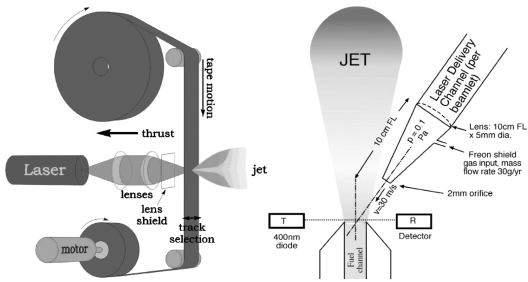


Fig. 2 Mechanism of fuel tape and tube type; Left: tape type, Right: tube type[5, 6].

### 2.3 추진제 공급 방식

레이저 삭마 추진의 추진제 공급 방식으로는 테이프, 튜브, 로드, 디스크, 그리고 전자식 광학 조정 방식이 제안되었다[6-10].

테이프 방식은 얇게 가공된 금속 혹은 중합 (Polymer) 추진제를 모터를 통해 공급하여 삭마시키는 방식이며, 튜브 방식은 주로 액체연료를 공급하는데 사용된다[7, 8]. Fig. 2는 테이프와 튜브 방식의 레이저 삭마 추진을 보여주고 있다.

추진제의 움직임에 인한 잔여 모멘트의 발생은 소형 인공위성의 정확도에 영향을 미칠 수 있다. 이 문제를 해결하기 위해 2000년대 후반부터 레이저 운용 방식으로 전자식 광학 조정 방식(Electro optic steering system)이 제시되었다[10]. Fig. 3은 전자식 광학 조정 방식의 개념도를 보여준다.

중국의 한 연구단체는 레이저와 추진제의 삭마와 반응을 이용한 새로운 방식의 추진 방법을 Fig. 4와 같이 제시하였다[11]. 또한, 일본과 미국은 추진기의 성능을 향상시키기 위해 전자기장 방식을 사용하였다[12, 13]. Fig. 5와 같이 전자기장에 삭마 제트를 통과시켜 입자를 가속시킴으로써, 비추력을 증가시킨다.



Fig. 3 Concept of the electro optic steering system[10].

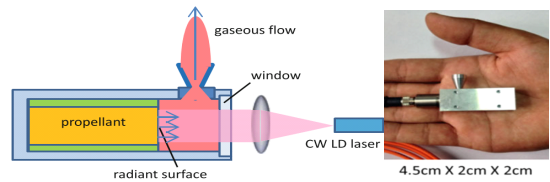


Fig. 4 Laser-augmented chemical Propulsion[11].

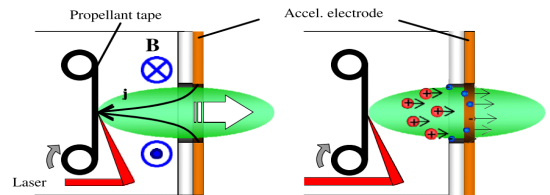


Fig. 5 Mechanism of laser ablation hybrid thruster; Left: Laser-electromagnetic system, Right: Laser-electric type[13].

### 2.4 레이저 삭마 분석 및 최적화

추진제 삭마의 불균일한 크레이터 발생이나 불안정한 삭마는 추진 성능의 정확도 및 안정성에 영향을 미친다. 레이저 삭마 추력 측정과 삭마 제트 및 삭마 지점에 대한 분석은 레이저 삭마 추력기의 이해와 성능 향상 및 안정성을 최대화하기 위해 필요하다. Fig. 6은 레이저 삭마 실험 종류와 그에 따른 최적화 변수의 개념도를 보여주고 있다.

레이저 삭마 추진 연구의 비교 및 협력을 위하여 실험 매개 변수에 대한 표준으로서 레이저 펄스 에너지, 펄스 길이, 삭마 지점의 면적, 임펄스 량, 그리고 삭마 질량을 실험의 매개 변수로 사용할 것을 주장하였다[14]. 주어진 표준화에 기초하여, 연구자들은 앞으로의 연구결과와 기준에 발표된 연구결과와의 비교를 통해 더 명확한 이해가 가능할 것으로 예상된다.

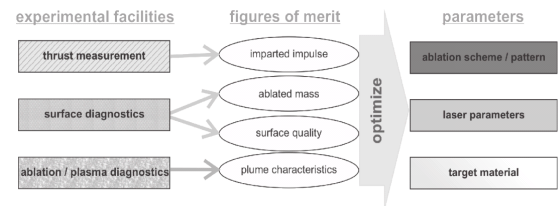


Fig. 6 Schematics of laser ablation analysis[10].

### 3. 결 론

본 논문은 레이저 삭마 미소 추력기에 대해 소개하였다. 레이저 삭마 미소 추력기는 기본적으로 고체 추진제를 삭마시켜 추력을 얻으나, 높은 추력을 위해 액체 추진제가 제시되었다. 추진제 공급 방식으로 인공위성의 정확도를 위하여 전자식 광학 조정 방식을 사용한 방법이 연구되고 있다. 또한 삭마 결과의 분석을 통해 미소추력기의 성능을 최적화하고, 연구 협력을 위한 표준을 제시하는 움직임을 보이고 있다.

우리나라에서도 소형 인공위성의 개발 추세에 있으므로 다양한 추력 기술을 개발할 필요가 있다. 레이저 삭마 미소 추력기는 넓은 추력 운용 범위와 낮은 단일 임펄스 추력, 높은 레이저 출력 대비 삭마 에너지 비를 가진 추력기로 미래 소형위성 추진기관의 새로운 선택지로 사용될 수 있을 것이다.

### 참 고 문 헌

1. Young Keun, C. B. huon L., "소형인공위성 시장의 현황과 전망," *한국항공우주학회*, pp. 1101 - 1105, 2008.
2. Dittus, H., & Van Zoest, T., "Applications of microthrusters for satellite missions and formation flights scenarios," *AIP Conference Proceedings*, Vol. 1402, pp. 367 - 373, 2011.
3. Phipps, C., Birkan, M., Bohn, W., Eckel, H.-A., Horisawa, H., Lippert, T., ... Sinko, J., "Review: Laser-Ablation Propulsion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26(4), pp. 609 - 637, 2010.
4. Urech, L., & Lippert, T., "Designed polymers for ablation," *Springer Series in Optical Sciences*, Vol. 129, pp. 281 - 297, 2006.
5. Phipps, C. R., Luke, J. R., & Helgeson, W., "Liquid-fueled, laser-powered, N-class thrust space engine with variable specific impulse," *AIP Conf. Proc.*, Vol. 997, pp. 222

- 231, 2008.
6. Phipps, C., Luke, J. R., Lippert, T., Hauer, M., & Wokaun, A., "Micropropulsion Using a Laser Ablation Jet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20(6), pp. 1000 - 1011, 2004.
7. Phipps, C. R., & Luke, J. R., "A Diode-Laser-Driven Microthruster," *Iepc*, pp. 15 - 19, 2001.
8. Gonzales, D. A., & Baker, R. P., "Micropropulsion using a Nd:YAG microchip laser," *Proc. SPIE-Int. Soc. Opt. Eng.*, Vol. 4760, pp. 752 - 765.
9. Phipps, C. R., Luke, J. R., & Helgeson, W. D., "3ks Specific Impulse with a ns-pulse Laser Microthruster," *Proceedings of the International Electric Propulsion Conference 2005 (IEPC05)*, 298(704), pp. 1 - 10, 2005.
10. Karg, S., Fedotov, V., Sehnert, T., & Eckel, H., "Laser Propulsion Research Facilities at DLR Stuttgart," 2014.
11. Reuiqi Shen, "New concept of Laser-Augmented Chemical Propulsion," *Chemical Rocket Propulsion*, 2017.
12. Zaidi, S. H., Zaidi, S. H., Smith, T. W., Smith, T. W., Murray, R., Murray, R., Miles, R. B., "Magnetically Guided Laser Ablation for High Specific Impulse Thrusters," *Proceedings of the International Electric Propulsion Conference 2005 (IEPC05)*, pp. 1 - 6, 2005.
13. Ono, T., Uchida, Y., Horisawa, H., & Funaki, I., "Measurement of ion acceleration characteristics of a laser-electrostatic hybrid microthruster for space propulsion applications," *Vacuum*, Vol. 83(1), pp. 213 - 216, 2008.
14. Scharring, S., Hans-Albert Eckel, Röser, H. P., Sinko, J. E., & Sasoh, A., "Laser propulsion standardization issues," *AIP Conference Proceedings*, Vol. 1278, pp. 780 - 788, 2010.