

# 초음속 공기 흡입식 레이저 스파이크 추진 비행체에 관한 수치 해석 및 실험적 연구

김수겸\* · 김영택\* · 정인석\*

## Numerical Simulation and Experiment on Supersonic Air-Breathing Laser-Spike Propulsion Vehicle

Sukyum Kim\* · Young-Taek Kim\* · In-Seock Jeong\*

### ABSTRACT

As a kind of application of laser propulsion, air-breathing laser-spike engine can be designed for aircraft in atmospheric flight. Laser-spike engine generates thrust using the blast wave induced by laser energy instead of combustion process. And this engine use air as propellant, therefore, it need no on board propellant. For experimental study, supersonic wind tunnel and spark generator were used. Flow visualization was performed using 2-dimensional laser-spike engine model And numerical simulation of the corresponding case for the experiment was done and compared with experimental case. Detailed results will be discussed at the presentation.

### 초 록

레이저 추진의 개념을 이용한 공기 흡입 레이저 스파이크 엔진은 대기권 내의 비행체에 사용될 수 있다. 레이저 스파이크 엔진은 연소 과정 대신 레이저 에너지에 의해 유도된 폭풍파에 의해서 추력을 얻는다. 그리고 이 엔진은 공기를 추진제로 사용하기 때문에 추진제를 따로 탑재할 필요가 없다. 실험에서는 초음속 풍동과 스파크 발생기를 사용하였다. 2차원 레이저 스파이크 엔진 모형을 사용하여 유동을 가시화하였으며, 동일한 형태에 대한 수치 해석을 시행하였다.

Key Words: Laser Propulsion, Supersonic Laser-Spike Engine

### 1. 서 론

레이저 추진은 레이저 에너지를 이용하여 추력을 얻는 추진 시스템이다. 일반적으로 레이저

추진은 위성 발사, 우주 엘리베이터, 궤도 변경, 비행체 엔진 등 우주 추진 분야에 응용할 수 있을 것으로 기대되고 있다.[1-6] 레이저 추진의 개념을 이용한 공기 흡입 레이저 스파이크 엔진은 대기권 내의 비행체에 사용할 수 있다. 레이저 스파이크 엔진은 연소 과정이 아닌 집중된

\* 서울대학교 항공우주공학과  
E-mail: dja20510@snu.ac.kr

레이저 에너지에 의해 유도된 폭발파에 의해 추력을 얻는다. 이 엔진은 '대기권' 내에서는 공기를 추진제로 사용하여 추력을 얻을 수 있으므로 추진제를 따로 탑재할 필요가 없다. 따라서 엔진과 추진제의 무게를 감소시킬 수 있으며, MAV와 같은 소형 무인 비행체에 유용하게 이용될 수 있다. 또한 매우 작은 비행체의 경우 비교적 작은 출력의 레이저로도 충분한 추력을 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

공기 흡입 레이저 스파이크 엔진의 중심체 형상은 관내 레이저 가속기(LITA)의 탄체의 형상을 적용하였고, 이 형상은 후방에 레이저 빔을 집중시킬 수 있도록 광학적으로 설계되었다.[4-6] 관내 레이저 가속기는 레이저의 반사 방법과 레이저 빔의 투사 방향에 따라 두 가지의 형상을 가진다. 이번 연구에서는 전방 투사 방식의 탄체 형상이 사용되었다.

Fig. 1은 공기 흡입 레이저 스파이크 엔진의 개략도이다. 레이저 에너지에 의해 유도된 폭발파가 중심체 후면에 고압부를 형성하여 압력차에 의해 추력을 발생시킨다.

이번 실험에서는 마하수 2.5로 작동하는 초음속 풍동을 이용하였으며, 에너지원으로 스파크 발생기를 사용하였다. 유동의 가시화에는 2차원 레이저 스파이크 모델을 사용하였다. 또한 동일한 경우에 대하여 수치 해석을 행하였으며, 그 결과를 실험 결과와 비교하였다.

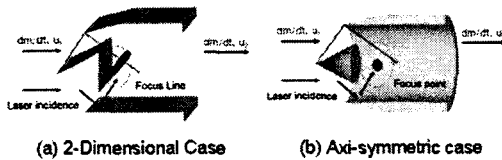


Fig. 1 공기 흡입 레이저 스파이크 엔진의 개략도

## 2. 본 론

### 2.1. 실험 장치 구성

Fig. 2에 실험 장치의 구성이 나타나 있다. 초

음속 풍동은 제어 밸브와 전방 정체 압력실, 시험부로 구성되어 있으며 마하수 2.5로 작동한다.

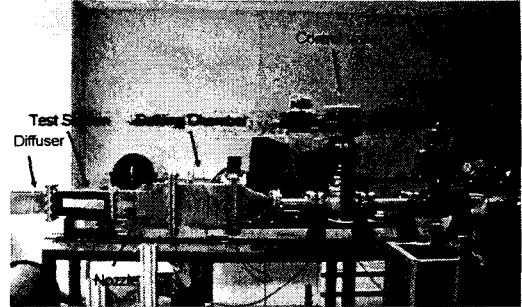


Fig. 2 실험 장치의 구성

에너지원으로는 스파크 발생기(SUGAWARA PG-5K)를 사용하였다. 최대 전압은 5kV이며, 전기 용량이 0.01 $\mu$ F이므로 방전 시간이 짧은 특성을 가지고 있다. 스파크의 최대 에너지는 125mJ이며, 방전 시간은 10 $\mu$ s이다.

공기 흡입 레이저 스파이크 엔진의 모형은 Fig. 4와 같이 시험부에 설치되어 있으며, 모형의 자세한 형상은 Fig. 5에 나타나 있다. 중심체의 높이는 16.18mm, 길이는 16.5mm, 폭은 15mm이다.

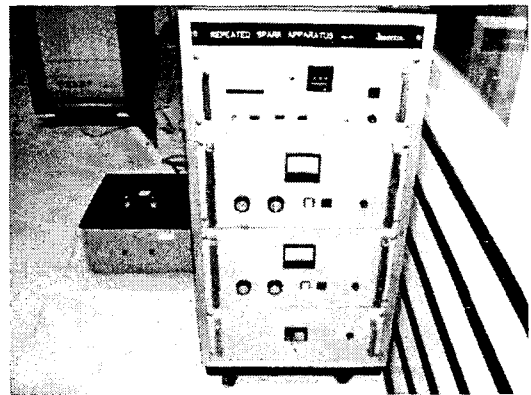


Fig. 3 스파크 발생기

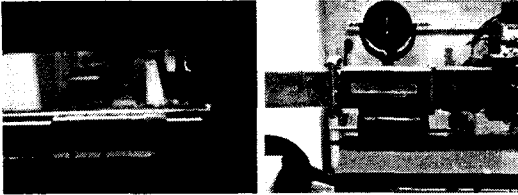


Fig. 4 모형과 시험부

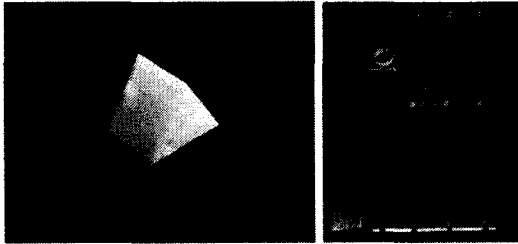


Fig. 5 실험 모형

엔진을 설계하기 위해서 흡입구 끝단의 위치를 Fig. 6과 같이 변경하여 포획 면적(capture area)을 변경한다. 중심체의 썩기각은  $22.3^\circ$ 에서  $31.4^\circ$ 로 변한다. 따라서 간단한 계산에는 평균값이 사용된다. 마하수는 2.5이며 흡입구 끝단은 중심체의 끝에서 19mm 후방에 위치한다. 표 1에 엔진 덮개의 위치에 따른 포획 면적비(capture area ratio)를 나타내었다. 이 실험에서는 중심에서 흡입구 끝단까지의 거리를 25mm로 하였으며, 이 경우 포획 면적이 크기 때문에 공기의 유량이 매우 많아진다.

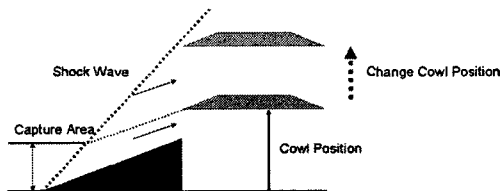


Fig 6. 포획 면적

표 1 흡입구 끝단의 위치에 따른 capture ratio

Cowl Position	Capture Area	Capture ratio
12.5mm	3.3mm	0.264
15mm	6.2mm	0.413
20mm	12.1mm	0.605
25mm	21.6mm	0.864

## 2.2. 가시화 실험

플라스마에 의한 폭풍파를 보기 위해서 풍동이 동작하지 않는 상태에서 스파크 발생기만을 이용하여 유동을 가시화하였으며 Fig. 7에 나타내었다. 일정한 시간동안 진행한 충격파의 이동 거리를 이용하여 계산한 속도는 평균 333%이며, 이는 음속에 해당한다. 따라서 폭풍파는 초기 단계의 매우 짧은 시간 동안에만 존재하며 곧 표준 상태의 음속으로 감속된다. 따라서 폭풍파를 관찰하기 위해서는 초기 단계를 보다 상세히 보여줄 수 있는 실험이 요구된다. 반면에 스파크에 의한 플라스마는 상대적으로 오랜 시간 존재하며, 천천히 팽창한다.

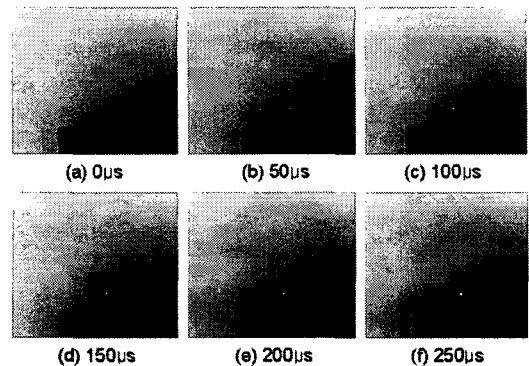


Fig. 7 플라스마와 폭풍파의 가시화

## 2.3. 수치 기법

질량 확산, 점성과 운동량 확산, 열 확산을 무시할 수 있으므로 2차원 오일러 방정식을 지배 방정식으로 사용하였다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \alpha H = W$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ (e+p)u \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix}$$

$$H = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 \\ (e+p)v \end{bmatrix}, W = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ q \end{bmatrix}$$

Q는 질량, 운동량, 총 에너지로 구성된 보존 변수들의 벡터이다. F와 G는 x와 y 방향으로의 대류와 점성 유속을 나타낸다. H는 축대칭항이며, W는 생성항이다.

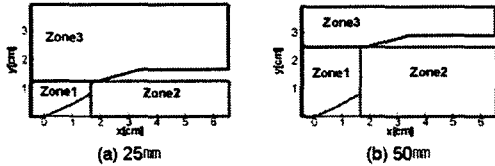


Fig. 8 수치 해석에 사용한 엔진의 구성

수치 해법은 LU-SGS 시간 적분 기법을 사용하였고, 공간 차분 기법으로는 TVD 성질을 만족하는 3차 정확도 MUSCL사용하였다. 에너지 원의 항은 외삽법으로 계산한다. 보다 자세한 계산 알고리즘은 참고 문헌 [7-8]에서 다루고 있다.

Fig. 8은 수치 계산에 사용된 격자를 나타내고 있고 전체 영역은 세 개의 영역으로 구분되어 있다. 각각의 영역은 110×70, 250×250, 200×70 개의 격자점으로 이루어져 있다.

본 연구에서는 에너지의 유입에 의한 기체의 해리 및 고온의 플라스마로부터의 복사 등을 고려하지 않고 계산하였다. 따라서 실제로 흡수되는 에너지를 유효 에너지로 가정하였다.[9-12]

## 2.4 수치 해석 결과

마하수 2.5의 유동에 대한 서로 다른 흡입구 끝단의 위치에 따른 동결 유동 해석을 시행하였다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 흡입구 끝단의 위치가 25mm인 경우 포획 면적비와 유량이 크기 때문에 12.5mm인 경우와 비교하면 압력 또한 높은 값을 가진다. 하지만 이 경우 중심체 후방에서의 팽창이 작기 때문에 상대적으로 작은 마하수를 가진다.

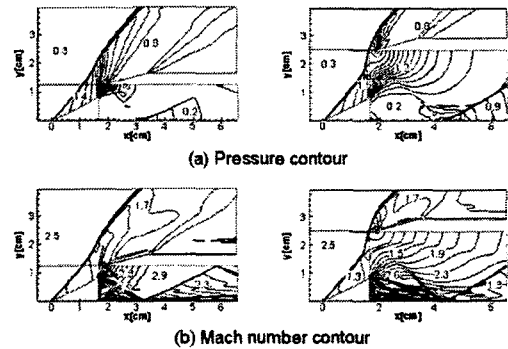


Fig. 9 동결 유동의 수치 해석 (M=2.5)

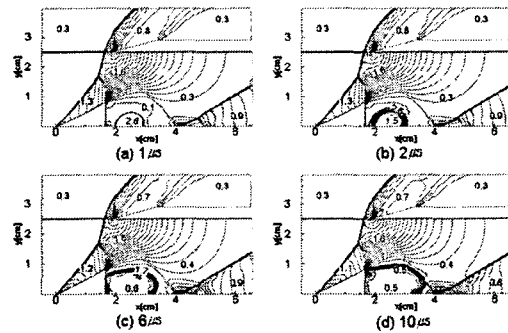


Fig. 10 에너지가 주어진 경우의 수치 해석 (M=2.5, E=125mJ)

Fig. 10은 125mJ의 에너지를 가지는 스파크가 발생한 경우를 가정하여 계산한 결과를 보여주고 있다. 유입된 에너지에 의해 충격파가 발생하고 이 충격파가 유동 방향으로 더 빨리 전파되는 것을 확인할 수 있다. 초기의 충격파 속도는 마하수 10 이상으로 매우 빠르게 나타나지

만, 시간이 경과함에 따라 급격히 감소하는 것을 알 수 있다.

### 3. 결 론

항공기 엔진의 응용예로 공기 흡입 레이저 스파이크 엔진을 구상하였다. 실험에서는 마하수 2.5로 동작하는 초음속 풍동과 최대 에너지가 125mJ인 스파이크 발생기를 사용하여. 솔리덴 방법으로 2차원 레이저 스파이크 엔진 모형에 대해 유동을 가시화하였다.

실험과 동일한 경우에 대한 동결 유동 해석을 행하였으며, 스파이크를 에너지원으로 고려하여 여러 가지 입력 에너지가 존재하는 경우에 대한 해석을 수행하였다.

### 4. 후 기

본 연구는 서울대학교 BK21 기계분야 사업의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. A. Kantrowitz, "Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers", *Astronautics and Aeronautics*: Vol.10, pp.74-76, 1972.
2. L.N. Myrabo, D.G. Messitt, and F.B. Mead Jr., "Ground and Flight Tests of a Laser Propelled Vehicle", *AIAA paper*: 98-1001, 1998.
3. F. B. Jr, Mead, L. N. Myrabo and D. G. Messitt, "Flight and Ground Tests of a Laser-Boosted Vehicle", *AIAA paper*: 98-3735, 1998.
4. A. Sasoh, "Laser-Driven in Tube Accelerator", *Review of Scientific Instruments*:

Vol. 72, No.3, pp.1893-1898, 2001.

5. A. Sasoh, J.-Y. Choi, I.-S. Jeung, N. Urabe, H. Kleine, and K. Takayama, "Impulse Enhancement of Laser Propulsion in Tube", *Postepy Astronautyki*: Vol. 27, No. 1, pp.40-50, 2001.
6. A. Sasoh, N. Urabe, S. Kim and I.-S. Jeung, "Impulse Scaling in Laser-Driven In-Tube Accelerator", *Applied Physics A*: Vol. 77, pp.349-352, 2003.
7. J.-Y. Choi, I.-S. Jeung and Y. Yoon, "Validation of CFD Algorithms for Unsteady Shock Induced Combustion Part I", *AIAA Journal*, Vol.38, No.7, pp. 1179-1187, 2000.
8. J.-Y. Choi, I.-S. Jeung and Y. Yoon, "Validation of CFD Algorithms for Unsteady Shock Induced Combustion Part II", *AIAA Journal*, Vol.38, No.7, pp. 1188-1195, 2000.
9. T.-S. Wang, Y.-S. Chen, J. Liu, L.N. Myrabo and F.B. Mead Jr., "Advanced Performance Modeling of Experimental Laser Lightcraft", *Journal of Propulsion and Power*: Vol. 18, No. 6, pp.1129-1138, 2002.
10. H. Katsurayama, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Numerical Analyses on Pressure Wave Propagation in Repetitive Pulse Laser Propulsion", *AIAA paper*: 2001-3665, 2000.
11. H. Katsurayama, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Computational Performance Estimation of Laser Ramjet Vehicle", *AIAA Paper* 2002-3778, 2002.
12. S.-D. Kim and I.-S. Jeung, "Numerical Simulation of Supersonic Laser-driven In-Tube Accelerator", *Proceedings of the 43rd Conference on Aerospace Propulsion, JSASS Propulsion Committee*, pp. 137-142, 2003.