

## 압력섭동에 의한 유량변동 측정 정량화

길태옥\* · 김동준\* · 조성호\* · 안규복\*\* · 한영민\*\* · 윤영빈\*\*\*

### Quantifying the Variation of Mass Flow Rate generated by Pressure Fluctuation

Taeock Khil\* · Dongjun Kim\* · Seongho Cho\* · Kyubok Ahn\*\* · Yeoung-Min Han\*\* · Youngbin Yoon\*\*\*

#### ABSTRACT

It is very important to understand about mass flow rate variations of propellants generated by pressure fluctuation in the combustion chamber. Therefore, we have studied quantifying the variation of mass flow rate generated by pressure fluctuation. The flow velocity in orifice is acquired through theoretical approach after measuring the pressure in orifice and the flow area in orifice is measured by film thickness measuring device. Our results agreed with it in the very small error range comparing our results with velocity and mass flow rate in steady state. Thus, our result based on theoretical approach will help about measuring mass flow rate in non-steady state.

#### 초 록

로켓 엔진에서 연소챔버 내의 압력섭동에 의해 발생하는 추진제 유량변동에 대한 현상을 파악하는 것은 매우 중요하다. 이를 위해 압력섭동이 발생되었을 때 유량변동의 측정에 대한 정량화를 수행하였다. 오리피스 내의 유동의 속도를 알기 위해 오리피스 내의 압력을 측정 후 이론식에 입각하여 속도를 풀었고, 액막두께 측정장치를 이용하여 오리피스 내에서의 면적을 측정하였다. 정상상태에서의 속도 및 유량을 분석값과 비교한 결과, 매우 작은 오차내에서 일치함을 알 수 있었다. 따라서, 본 연구에서 도출된 이론식을 바탕으로 비정상상태에서의 유량 변동 측정을 수행하는데 큰 역할을 할 수 있을 것이다.

Key Words: Mass Flow Rate(질유량), Pressure Fluctuation(압력섭동), Liquid Film Thickness(액막두께)

#### 1. 서 론

\* 서울대학교 기계항공공학부

\*\* 한국항공우주연구원 연소기팀

\*\*\* 서울대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

연소불안정 현상은 고체와 액체 로켓 모두 같은 시대인 1930년대에 발견되었다. 1940년 초부터 시작된 연소불안정을 제어하기 위한 노력은 큰 성과를 얻지 못하였지만, 1960년대에 인간용 로켓엔진 추진기관에 태우기 위한 목적으로 수

행된 미국의 Apollo 프로그램에 사용되었던 F-1 엔진에서 연소불안정 문제가 큰 화두로 떠오르면서 연소불안정 현상 연구에 커다란 모티브를 주었다[1]. 이에 따라 미국의 경우 1950년대 초부터 1970년대 초까지 엔진개발에 있어서 이론적, 실험적 연소불안정에 대한 수많은 기술보고서와 논문들이 발표되었고 이를 바탕으로 SSME의 성공적인 개발이 이루어졌으나, 이후로 관심이 급속도로 감소되었고 대부분 분석 및 수치적 접근으로 제한되었다[2]. 러시아의 경우 Soyuz 우주선에 사용된 RD-0110 엔진에서 고주파 연소불안정 현상이 발생되었는데, 연료와 산화제간의 미립화 작용에 의해 안정성이 결정된다는 이론에 입각하여 인젝터의 형상을 변화시켰고, baffle과 같은 역할을 하는 챔버 내부에 짧은 길이의 축방향 rib을 설치하여 이를 해결하였다[3]. 고른 혼합분포를 보이는 스월형 인젝터를 사용하여 연소불안정 현상이 발생하는 압력섭동을 직접적으로 제어하고자 하는 노력이 V. Bazarov에 의해 1970년대부터 시작되어 인젝터 자체의 동특성을 이론 및 실험에 의해 분석하였다[4]. 그러나, swirl-coaxial 인젝터의 경우 고주파 연소불안정을 유발할 수 있는 self-pulsation 현상이 발견되었고, 이러한 현상이 발생하는 원인이 뚜렷하게 밝혀지지 않았지만, 이에 대한 연구가 현재 진행 중에 있다[5]. 유럽의 경우 Ariane 프로그램에 의해 연소불안정 연구가 본격적으로 시작되었는데, 로켓엔진에서 고주파 연소불안정의 물리적 메커니즘을 밝히기 위한 기초적 연구를 수행하기 위해 국립우주연구소에 의해 French-German Research & Technology Program이 시작되어 프랑스의 CNRS와 ONERA, 독일의 DLR, SNECMA와 ASTRIM 등의 산업체에서 이 프로그램에 동참하고 있다[6].

연소불안정 현상은 안정적인 에너지 공급을 방해하고, 불완전한 연소를 발생시키며, 더 나아가 연소기관의 파괴를 유도한다. 이러한 연소불안정 현상을 제어하기 위해 각국에서는 인적, 물적, 시간적 투자를 아낌없이 쏟아 붓고 있지만, 매우 복잡한 현상이기 때문에 수십 년 동안의 연구를 통해서도 아직 해결을 하고 있지 못하다.

따라서, 이를 해결하고자 하는 노력의 일환으로 본 연구실에서는 러시아에서 수행되었던 동축형 분사기를 통하여 압력섭동이 발생되었을 때의 동특성을 파악하여 그 메커니즘을 이해하고, 이를 통해 연소불안정을 제어하고자 하는 연구를 진행 중에 있다.

본 연구에서는 인젝터의 동특성을 파악하기 위한 선제 조건으로 압력진동이 발생되었을 때 챔버로 분무되는 추진제의 유량에 진동이 발생되기 때문에, 인젝터의 오리피스를 통과하는 유체의 유량변화에 대해 알아보하고자 하였다. 이를 위해 이론적 접근에 의해 관련식을 유도하였고, 정상상태의 유량을 측정하여 비교하여 정확도를 비교하였다. 또한, 진동 발생장치를 통해 유로상에 강제진동을 주어 그 결과를 확인하였다.

## 2. 유량 진동 측정의 이론적 접근

실제 로켓추진에서 연소 챔버 내의 압력섭동에 의해 연소 챔버로 분무되는 추진제의 유량에 섭동이 발생되고, 유량의 변동은 불규칙한 연소를 발생시키기 때문에 압력섭동에 의한 유량변동을 알아보는 것은 매우 중요하다 할 수 있다. 이러한 비정상상태에서 인젝터에서 분무되는 순간적인 유량을 알아보기 위한 시도는 아직까지 진행되지 않고 있다. 이를 알아보기 위해 이론적, 실험적 접근을 통해 비정상상태에서의 순간적인 유량에 대해 연구하였다.

Figure 1은 인젝터의 단면도를 나타낸다. 이를 통해 각 부분에서의 압력과 속도에 대한 명칭을 정의하였다.

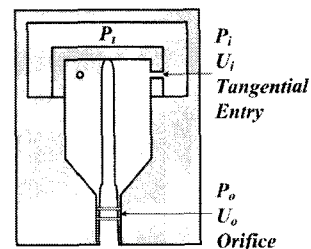


Fig.1 Definition for injector part

$P_t$  = 매니폴드의 압력

$P_o$  = 오리피스에서의 압력

$u_t$  = 탄젠트 유입구에서의 유체의 속도

$u_o$  = 오리피스에서의 유체의 축방향 속도

$w_o$  = 오리피스에서의 유체의 회전 방향 속도

$th$  = 이론유도값

베르누이 방정식으로부터 탄젠트 유입구에서의 속도는

$$P_t = P_a + \frac{\rho u_{ith}^2}{2} \quad (1)$$

$$u_{ith} = \sqrt{\frac{2(P_t - P_a)}{\rho}} \quad (2)$$

같은 가정에 의해 오리피스에서의 속도는

$$P_t = P_o + \frac{\rho u_{oth}^2}{2} + \frac{\rho w_{oth}^2}{2} \quad (3)$$

$$\tan\theta(\text{spray cone angle}) = \frac{w_o}{u_o} \quad (4)$$

$$u_{oth} = \sqrt{\frac{2(P_t - P_o)}{\rho(1 + \tan^2\theta)}} \quad (5)$$

이 된다.

따라서, 이 식에 실험계수를 포함하면

$$u_i = C_{di} u_{ith} = C_{di} \sqrt{\frac{2(P_t - P_a)}{\rho}} \quad (6)$$

$$u_o = C_{do} u_{oth} = C_{do} \sqrt{\frac{2(P_t - P_o)}{\rho(1 + \tan^2\theta)}} \quad (7)$$

이 되어 유량식에 대입하면

$$\dot{m}_i = \rho u_i A_i = \rho C_{di} \sqrt{\frac{2(P_t - P_a)}{\rho}} A_i \quad (8)$$

$$\dot{m}_o = \rho u_o A_o = \rho C_{do} \sqrt{\frac{2(P_t - P_o)}{\rho(1 + \tan^2\theta)}} A_o \quad (9)$$

이 된다.

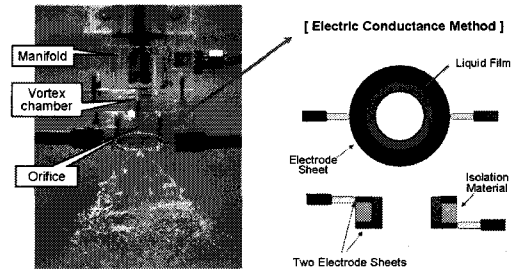


Fig. 2 Schematics of a Simplex Swirl Injector & Electric Conductance Method

### 3. 실험 방법

Figure 2는 본 실험에서 사용된 인젝터와 액막 두께 측정장치에 대한 개략도를 보여준다. 인젝터는 단일 스윙 인젝터로서 3개의 탄젠트 유입구를 가진다. 액막 두께는 Lefebvre의 방법처럼 오리피스에 장착된 두 개의 전극 사이의 전기 전도도에 의해 측정된다. 일정한 간격으로 고정된 두 전극 사이로 유입되는 물의 전기 전도도는 오직 물의 두께에 의해 변화하기 때문에, 액막 두께는 두 전극 사이의 전압 변화에 의해 측정될 수 있다[7].

또한, 오리피스 내에서의 압력을 측정하기 위해 오리피스 내에 삽입된 두 전극 사이에 직경 1mm의 홈을 뚫어 이곳에서 센서에 의해 오리피스 내의 압력을 측정하였다.

### 4. 실험 결과

앞서 유도한 식의 정량화를 위해 다음과 같은 실험이 수행되었다. 식(7)을 보면 속도  $u_o$ 는 결국 압력에 관한 함수가 된다. 따라서, 매니폴드와 오리피스 내에서의 압력을 측정하여 이를 하나의 관계식으로 표현하면 다음과 같고 이에 대한 실험결과는 Fig. 3에 나타내었다.

$$P_t = C_p P_o^A \quad (10)$$

압력범위 3~17 bar 내에서 측정된 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

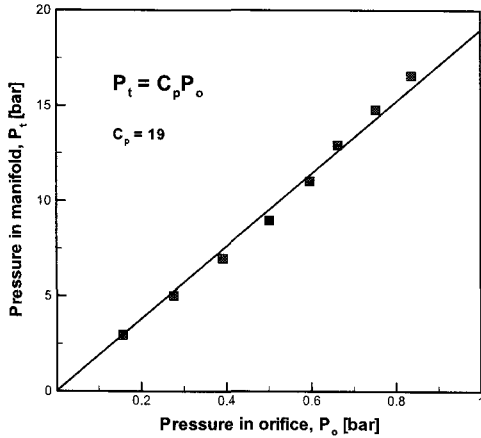


Fig. 3 Empirical correlation between  $P_t$  &  $P_o$

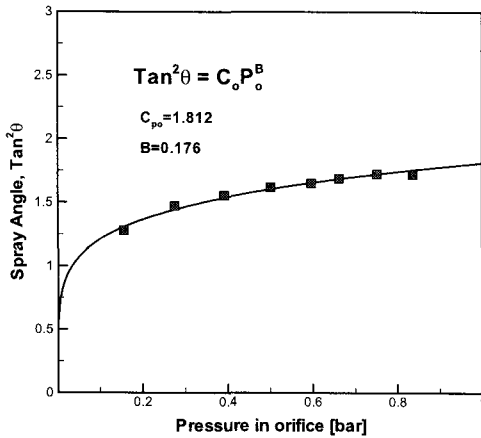


Fig. 4 Empirical correlation between  $\tan^2\theta$  &  $P_o$

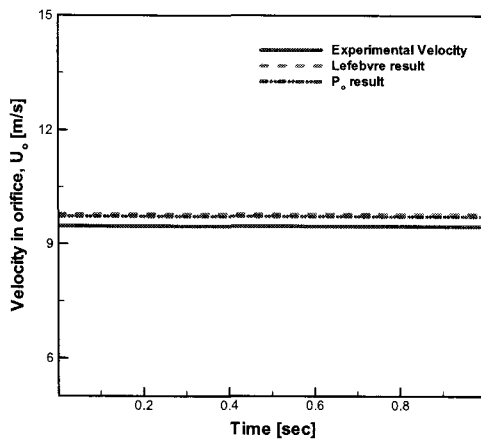


Fig. 5 Comparison of real with theoretical data.  $\Delta P_t = 5$  bar.

분사각에 의한  $\tan\theta$ 는 다음과 같이 두 가지 방식에 의해 압력에 의한 식으로 표현하였다.

1) Lefebvre 이론식[8]

$$\theta \sim P_t^{0.11} \quad \tan\theta \sim P_t^{0.11} \quad \tan^2\theta \sim P_t^{0.22}$$

$$\tan^2\theta = C_t P_t^{0.22} \quad (11)$$

2)  $P_o$ 와의 관계식(Fig. 4)

$$\tan^2\theta = C_{po} P_o^B \quad (12)$$

식(10)과 식(11~12)을 식(7)에 대입하여 각각의 방식에 의한 오리피스 내에서의 속도식을 구하면

1) 이론식

$$u_o = C_{do} \sqrt{\frac{2(C_p P_o^A - P_o)}{\rho \{1 + C_t (C_p P_o^A)^{0.22}\}}} \quad (13)$$

2)  $P_o$ 와의 관계식

$$u_o = C_{do} \sqrt{\frac{2(C_p P_o^A - P_o)}{\rho \{1 + C_{po} (C_p P_o^A)^C\}}} \quad (14)$$

이 된다.

이렇게 구한 오리피스에서의 속도를 정상상태에서 실제 측정된 유량에 의거하여 얻어진 속도와 비교해 보았다. Fig. 5의 점선(---)은 식(13)으로 표현된 결과이고, 이점쇄선(-.-)은 식(14)에 의한 결과로서 압력조건은 5 bar이다. 결과에 나타났듯이, 이론적 배경에 의한 관계식이 실제 측정치와 잘 일치함을 알 수 있다. 식(13)에 의한 오차는 3.3%였고, 식(14)에 의한 오차는 2.7%였다.

따라서, 위의 식들을 이용하여 압력섭동이 발생하였을 때의 오리피스에서의 속도를 분석해보았고, 이를 통해 오리피스에서 측정된 액막두께를 이용하여 최종적으로 유량의 변동을 알아보았다.

Figure 6에 나타난 결과는 압력조건 5 bar에서 0, 4, 6 Hz 주파수에 대한 유량변동을 보여준다. 사용된 오리피스 내에서의 속도식은 식(14)를 이용하였다. Figure (a)의 실선(—)으로 표시된 라인은 실제 정상상태에서 측정된 유량을 의미하고, 점선(---)으로 표시된 라인은 식(14)를 토대

로 분석된 유량을 의미한다.

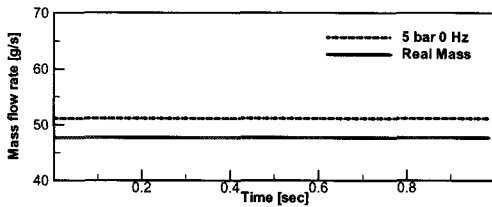
## 5. 결 론

인젝터의 동특성을 파악하기 위한 선제 조건으로 압력진동이 발생되었을 때 챔버로 분무되는 추진제의 유량 변동을 측정하기 위한 연구를 수행하였다. 기존의 레이저를 이용한 기법들은 실시간으로 오리피스 내의 속도를 구현하기에 어려움이 발생되었기 때문에, 직접적인 오리피스 내의 압력을 측정하고 이를 이론과 결부시켜 오리피스 내의 속도를 분석하였다. 또한, 액막두께 측정장치를 이용하여 오리피스에서의 유체의 면적 변화를 측정하여 실제 오리피스에서의 유량의 변화를 알아보았다. 정상상태에서 측정된 유

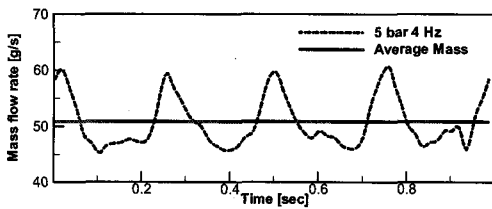
량과 실험데이터를 비교한 결과 매우 작은 오차 범위내에서 일치함을 알 수 있었다. 따라서, 이러한 도출된 유량식에 의거하여 비정상상태에서의 유량의 변화를 측정하여 인젝터의 동특성을 파악하는데 도움이 되리라 생각된다.

## 참고 문헌

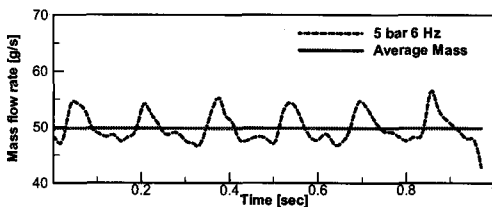
1. F.E.C. Culick and V. Yang, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engine," AIAA Progresses in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp 3-38, 1995.
2. Harje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
3. V.R. Rubinsky, "Combustion Instability in the RD-0110 Engine," AIAA Progresses in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp 89-112, 1995.
4. V. Bazarov, "Liquid Injector Dynamics," Mashinostroenie, Moscow, 1979.
5. J.H. Im, M. Kim and Y. Yoon, "Self-Pulsation Characteristics of a Swirl Coaxial Injector," 10th ICLASS-2006, Aug.27~Sep.1, 2006.
6. G. Searby, "The French-German High Frequency Combustion Instability Program," 4th international conference on Launcher Technology, Liege, Belgium, Dec. 3-6, 2002
7. M. Suyari and A. H. Lefebvre, "Film Thickness Measurements in a Simplex Swirl Atomizer," Journal of Propulsion and Power, Vol. 2, No. 6, 1986, pp. 528-533.
8. N.K. Rizk and A.H. Lefebvre, "Prediction of Velocity Coefficient and Spray Cone Angle for Simplex Swirl Atomizers," 3rd ICLASS, London, 1985.



(a) 5 bar 0 Hz



(b) 5 bar 4 Hz



(c) 5 bar 6 Hz

Fig. 6 Mass flow rate as a function of frequency,  $\Delta P = 5\text{bar}$ .