

노즐감쇠 실험을 통한 연소 불안정 억제 연구

류승현* · 김준성** · 김학철*** · 문희장***† · 이도형***

An Experimental Study on Nozzle Damping Characteristics for Combustion Instability Suppression

Seunghyun Ryoo* · Junseong Kim* · Hakchul Kim* · Heejang Moon**† · Dohyung Lee***

ABSTRACT

The interaction between the flow of the nozzle and the acoustic motion in the combustion chamber acts as an important factor in suppressing combustion instability where nozzle damping effect can be evaluated by nozzle admittance. In this study, Modified Impedance Tube experiment is implemented to predict the acoustic nozzle damping effect. The experimental admittances are compared to numerical admittances values which are calculated from one-dimensional linearized Euler equation of Crocco's theory. As a result, it was possible to identify qualitatively the tendency between increasing and decreasing parts. Also, Efficient frequency bands of nozzle attenuation can be predicted.

초 록

노즐을 빠져나가는 유동과 연소실 내 음향 섭동의 상호작용은 연소 불안정을 억제하는 핵심 요소로 작용하며 노즐감쇠는 노즐 어드미턴스를 이용하여 정량적으로 평가가 가능하다. 본 연구에서는 노즐의 음향 감쇠 성능을 측정할 수 있는 변형된 임피던스 튜브 실험을 수행하여 수치적 해석기법인 Crocco의 이론을 적용한 1차원 선형화 오일러 방정식으로 도출된 노즐 어드미턴스 값과 비교하였다. 그 결과, 노즐 어드미턴스의 증감하는 부분의 정성적인 경향이 유사함을 확인 가능하였고 그에 따른 노즐감쇠가 효율적인 주파수대를 예측할 수 있었다.

Key Words: Nozzle Admittance(노즐 어드미턴스), Modified Impedance Tube(변형된 임피던스 튜브), 연소불안정(Combustion Instability), Nozzle Damping(노즐 감쇠)

1. 서 론

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

동력장치, 항공기 추진기관, 우주 탐사 및 국방에 주로 활용되는 추진 시스템은 연소실과 같은 사망이 막힌 한정된 공간에서 연소가 이루어

진다. 따라서 연소 과정 중 광범위한 주파수 대역을 가진 동적 시스템의 섭동이 증폭될 경우 비정상상태의 압력, 온도, 연소율 등이 섭동하여 연소불안정을 발생시킨다. 연소불안정이 발생하면 연소실의 진동 및 추력의 진동을 야기하여 로켓의 오작동 또는 궤도에 영향을 미치며 최악의 경우 연소실을 파괴할 수 있다. 연소불안정은 시스템 작동 이전 설계 단계에서 필수적으로 제거가 되어야 하기에 높은 신뢰성을 가진 연소실을 확보하기 위해서는 불안정을 유발하거나 감소하는 요인에 대한 깊이 있는 연구가 이루어져야 한다. 특히, 연소된 가스가 빠져나가는 노즐에서 발생하는 유동과 음향의 상호관계와 같은 공력음향학(aeroacoustic)적인 현상은 연소불안정을 억제하는 요소로 작용한다. 이와 같은 노즐에 의한 연소불안정 감쇠(nozzle damping)는 로켓 시스템뿐만 아니라 가스터빈 기관의 연소실에 적용 가능하며 별도의 복잡한 구성이 노즐 내 필요하지 않다는 장점을 갖고 있다. 노즐 감쇠에 대한 연구는 1950년대 말 Tsien[2]에 의한 선형 축방향(Axial) 섭동에 대한 노즐의 응답 해석으로부터 시작되었다. 1960년대 중반 이후, Crocco and Sirignano[3]는 앞서 제시된 이론을 확장하여 반경방향 섭동 및 원통 및 사각 덕트 형상에 대한 노즐의 음향 섭동에 대한 응답을 제시하였으며 이를 정량화한 노즐 어드미턴스(nozzle admittance) 개념을 도입하였다. Buffum et al.[4]은 cold-flow 실험을 이용하여 노즐 감쇠가 실제적으로 작용한다는 것을 증명하였으며 Culick and Dehority[5]는 덕트 내 존재 가능한 각 음향모드와 노즐의 상호작용을 실험적으로 측정할 수 있는 방법을 제안하였다. 1970년대 들어 미국에서는 액체로켓 개발에 대한 연구의 일환으로 노즐 감쇠에 대한 본격적인 실험과 해석이 이루어지기 시작하였으며 Zinn의 연구팀[6-9]은 음향 섭동이 등엔트로피 과정이며, 비회전성이라는 가정을 도입하여 1차원 유동, 3차원 섭동에 대한 노즐 어드미턴스를 변형된 임피던스 튜브(modified impedance tube) 실험을 이용하여 검증하는데 성공하였다. 본 연구의 목적은 연소불안정 억제 기법을 정립하기 위한 연

구의 일환으로서, 노즐 어드미턴스를 평가하기 한 이론적, 실험적인 방법을 확보하는 것에 있다.

2. 노즐 어드미턴스 이론

2.1 Crocco 이론의 지배 방정식

Crocco[3]는 노즐내의 유동을 비점성, 비회전, 단열환경으로 가정하여 1차원 유동과 3차원 압력섭동의 영향만으로 어드미턴스 도출이 가능한 선형 오일러 방정식을 Eq. 1과 같이 제시하였다.

$$\begin{aligned} & -\frac{2}{c^2} \left(\bar{c}^2 - \bar{q}^2 \right) \frac{d^2 \Phi}{d\phi^2} - \bar{q}^2 \left(\frac{1}{\bar{c}^2} \frac{d\bar{q}^2}{d\phi} + 2i\omega \right) \frac{d\Phi}{d\phi} \\ & + \left[\omega^2 - \frac{\gamma-1}{2} i\omega \frac{\bar{q}^2}{\bar{c}^2} \frac{d\bar{q}^2}{d\phi} - \frac{S_{mn}^2 \bar{c}^2}{r_w^2} \right] \Phi = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

위 식에서 q 는 노즐 내 평균 유동, c 는 음속, S_{mn} 은 m 차 1종 베셀함수의 1차 도함수의 n 번째 해에 해당한다. S_{mn} 은 횡방향 압력 섭동의 정보를 제공한다.

2.2 노즐 어드미턴스 관계식

연소실 내 발생한 압력 섭동이 노즐 목을 지날 때, 일부는 그대로 통과하여 노즐 출구 방향으로 진행하지만 일부는 다시 연소실 방향으로 전파된다. 노즐에서 발생하는 이와 같은 현상은 노즐 어드미턴스를 이용하여 분석이 가능하다. Eq. 1에서 음향속도 포텐셜 Φ 함수는 음향 어드미턴스와 연관성이 있으며 Eq. 2와 같이 나타낼 수 있다[1].

$$y = \frac{\bar{\rho} \bar{c} u'}{p} = - \frac{\bar{\rho} \bar{c} \zeta}{\bar{q} \zeta + i\omega} \quad (2)$$

위 식에서 u' 은 속도 섭동(velocity perturbation)이며 y 는 노즐 어드미턴스로서, 주파수에 대하여 무차원화 된 함수이며 실수부와 허수부로 구성되어 있다. 선형 안정성 이론

(linear stability theory)에 의하면 노즐 어드미턴스 y 의 실수부가 양수 값을 갖는 경우 연소 불안정이 감쇠하는 경향을 보이며 반대로 음수의 값을 갖는 경우 연소 불안정이 증폭되는 경향을 보인다.

3. 변형된 임피던스 튜브 실험

본 연구에서는 노즐 어드미턴스를 실험적으로 측정하기 위한 장치로 변형된 임피던스 튜브(modified impedance tube) 실험을 수행하였다. 변형된 임피던스 튜브는 연소 불안정이 발생한 가상의 연소실에 해당하며 유동의 상부에 부착된 가진 장치로부터 연소 불안정을 모사한다. 튜브 벽면에 부착된 동압 센서는 노즐을 빠져나가는 유동과 연소실 내 압력 섭동의 상호작용을 직접적으로 측정한다. 변형된 임피던스 튜브의 개략도는 Fig. 1과 Fig. 2와 같다.

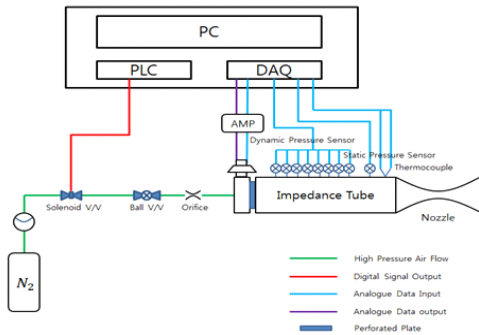


Fig. 1 Schematic diagram of test facility

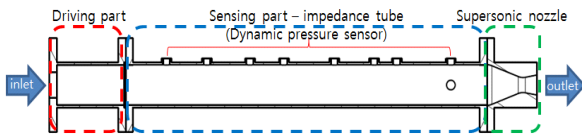


Fig. 2 Impedance tube instrumentation

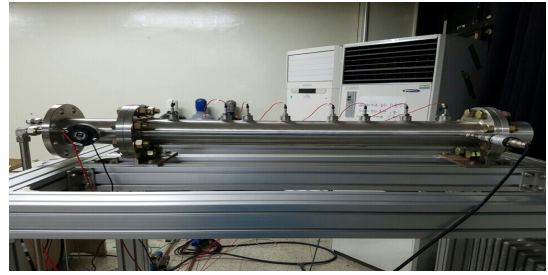


Fig. 3 Impedance tube installation

3.1 고압가스 공급부

노즐 어드미턴스를 측정하기 위해서는 노즐 목에서 choke를 통한 음향학적인 경계가 발생해야 한다. 이를 달성하기 위해 고압의 가스 및 큰 질량유량이 요구된다. 본 연구에서는 6~10개의 질소 고압가스 탱크를 클러스터화 하여 노즐이 요구하는 설계 압력에 도달할 수 있도록 구성하였다. 고압가스는 1차적으로 압력 조절기를 통과하여 적당한 수준의 압력으로 조절된 후 노즐 입구에서 작동 압력을 만족하도록 설계하였다.

3.2 감지부

감지부는 임피던스 튜브의 몸체에 해당하며 연소불안정이 발생한 로켓 모터를 모사하며 벽면에 위치한 동압센서를 이용하여 압력 섭동과 노즐의 응답을 측정한다. 동압센서는 PCB Piezotronics사의 106b를 이용하였다. 본 실험에 사용할 동압센서는 총 8개이며 동일 선 상에 위치하게 된다. 동압센서의 위치를 등 간격으로 할 경우 어느 특정 모드에 대하여 진폭이 0인 노드에 대한 값만을 얻을 가능성이 존재한다. 따라서 동압센서의 측방향 분포는 튜브 내 발생한 다양한 모드의 노드점을 회피할 수 있도록 Fig. 4와 같이 배치하였다. 자세한 감지부의 형상 제원은 Table 1과 같다.

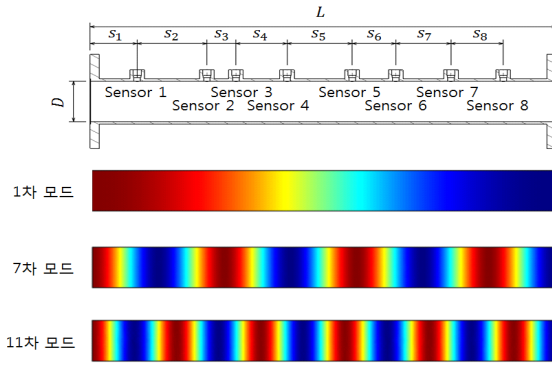


Fig. 4 Axial position of dynamic pressure sensor

Table 1 Design parameter of sensing part

	parameter	unit
D	80.00	mm
L	802.0	mm
s_1	81.00	mm
s_2	120.0	mm
s_3	50.00	mm
s_4	88.00	mm
s_5	112.0	mm
s_6	75.00	mm
s_7	95.00	mm
s_8	90.00	mm

3.3 초음속 노즐

본 연구에서 1차적으로 노즐 어드미턴스 계산 검증에 활용할 노즐의 형상 및 제원은 다음 Fig.5 및 Table 2에 나타내었다. 실험 노즐의 형상은 Bell[1]이 제시한 노즐의 형상을 적용하였다. 단, 가공의 용이성을 위하여 노즐 목 부분에 6 mm의 평행부를 생성하였으며 확산부는 초음속 유동을 만족할 수 있도록 임의로 선정하였다.

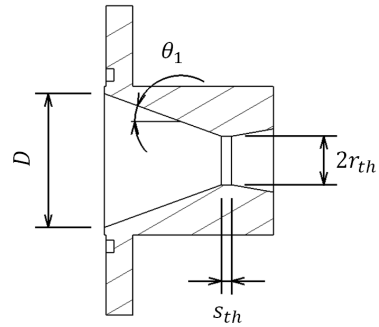


Fig. 5 Schematic of nozzle in experiments

Table 2 Design parameter of test nozzle

	parameter	unit
$D = 2r_c$	80.00	mm
r_{cc}	0	mm
r_{th}	29.04	mm
s_{th}	6.000	mm
θ_1	20.00	degree
M	0.080	-
P_c	1.654	bar
\dot{m}	0.030	kg/sec

4. 결론

노즐 어드미턴스를 실험적으로 도출하기 위해 변형된 임피던스 튜브 실험을 진행하였다. Fig. 6는 임의로 가진된 주파수 영역대에서의 어드미턴스 실험값과 Crocco 이론이 적용된 1차 선형화된 오일러 방정식을 통해 도출된 어드미턴스 값들을 비교한 결과이다. 전체적으로 어드미턴스의 증감하는 경향이 정성적으로 유사함을 확인할 수 있었다. 정량적인 오차가 발생된 원인은 동압센서에서 측정되는 압력섭동은 스피커로 가진 한 압력섭동뿐만 아니라 유동에 의한 난류 소음이 포함된 값이라는 점과, 압력센서를 최소 필요개수인 8개만을 사용했다는 점으로 정밀도

가 떨어진 것으로 추측된다. 추후, 추가적인 실험기법을 적용하여 보다 정밀도 높은 후처리를 통한 어드미턴스 도출을 시도할 예정이며 기하학적으로 다른 형상의 노즐을 이용한 검증을 통해 실험적, 수치해석적인 기법의 신뢰도를 상향시킬 예정이다.

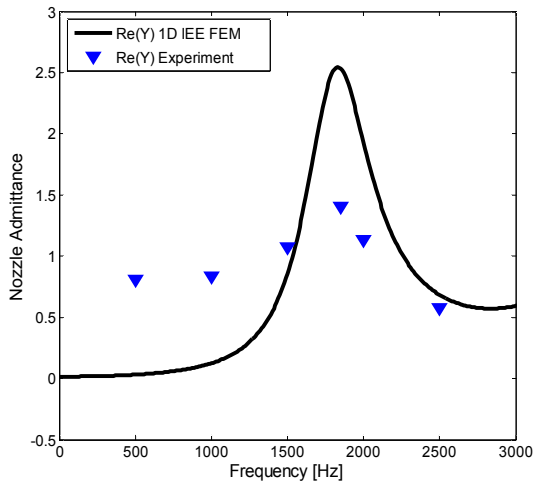


Fig. 6 Longitudinal admittance comparison of experimental and theoretical results

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (계약 번호 UD110095CD)

6. 참고문헌의 인용

1. Bell, W. A., "Experimental Determination of Three-dimensional Liquid Rocket Nozzle Admittances," Ph.D thesis, Georgia Institute of Technology 1972
2. Tsien, H. S., "The Transfer Functions of Rocket Nozzles", American Rocket Society

- Journal, Vol. 22, pp. 139-162, 1959.
3. Crocco, L. and Sirignano, W. A., "Behaviour of Supercritical Nozzles under Three-Dimensional Oscillatory Conditions", North Atlantic Treaty Organization, AGARD-AG-117, 1967.
4. Buffum, R. G., Dehority, G. L., Slates, R. O., and Price, E. W., "Acoustic Attenuation Experiments on Subscale Cold-Flow Rocket Motors", AIAA Journal, Vol. 5, No. 2, pp. 272-280, 1967.
5. Culick, F.E.C., and Yang, V., "Prediction of the Stability of Unsteady Motions in Solid Propellant Rocket Motors", Chapter 18 in Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 143, 1992, pp.719-779.
6. Zinn, B. T., Bell, W. A., Daniel, B. R., and Smith Jr, A. J., "Experimental Determination of Three-Dimensional Liquid Rocket Nozzle Admittances", AIAA Journal, Vol. 11, No. 3, pp. 267-272, 1973.
7. Zinn, B., "Nozzle Damping in Solid Rocket Instabilities", AIAA Journal, Vol. 11, No. 11, pp. 1492-1497, 1973.
8. Sigman R. K., and Zinn, B. T., "A Finite Element Approach for Predicting Nozzle Admittances", Journal of Sound and Vibration, Vol. 88, No. 1, pp. 117-131, 1983.
9. Janardan, B. A., Daniel, B. R., and Zinn, B. T., "Damping of Axial Instabilities by Small-Scale Nozzles Under Cold-Flow Conditions", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 11, No. 12, pp. 812-820, 1974.
10. Lamarque, N., and Poinot T., "Boundary Conditions for Acoustic Eigenmode Computations in Gas Turbine Combustion

- Chambers," AIAA Journal, Vol. 46, No. 9, September, 2008.
11. Blomshield. F. S., "Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Missile Sciences Conference, Monterey, CA, Nov, 2006.
 12. Marble F. E., and Candel, S. M., "Acoustic Disturbance from Gas Non-Uniformities Convected through a Nozzle", Journal of Sound and Vibration, Vol. 55, No.2, pp. 225-243, 1977.