

5-블레이드 배플이 설치된 로켓엔진 연소실에서의 상온음향 해석

김 홍집* · 김 성구** · 손 채훈***

Acoustic Analysis of KSR-III Combustion Chamber with Various 5-Blade Baffles under Non-Reacting Condition

Hong Jip Kim, Seong-Ku Kim and Chae Hoon Sohn

ABSTRACT

Acoustic characteristics of baffled combustion chamber to elucidate suppressing effect of baffle on combustion instability are numerically investigated by linear acoustic analysis. A hub-blade baffle of 5 blades is selected as a candidate one and five variants of baffles with various configuration are designed. Resonant-frequency shift and damping factor are analyzed quantitatively as damping parameters. When the hub is located radially at the pressure node, the decrease of resonant frequency and increase of damping factor in 1R mode are dominant. But sub-1T mode is formed within hub, therefore, there would be a possibility of initiating 1T mode in unbaffled region, which would occur another problem. For smaller hub size, four kinds of axial baffle length is selected. As the axial baffle length increases, resonant frequency shift and increase of damping factor of transverse acoustic modes is obtained. Especially, two close acoustic modes such as 1L and 1T could be overlapped for a certain axial length, resulting in extreme increase of damping factor. The present study based on linear acoustic analysis is expected to be a useful confirming tool to predict acoustic field and design a passive control devices such as baffle and acoustic cavity.

Key Words : Liquid Rocket Engine, High Frequency Instability, Resonant Frequency Shift, Baffle, Acoustic Analysis, Damping Factor

1. 서 론

연소 불안정 현상은 거의 모든 로켓엔진 개발 과정에서 겪게되는 중요한 문제 중의 하나이다. 연소 불안정은 설정된 엔진의 운전 조건에서 안정된 성능을 보여줄 수 있는지를 좌우하며, 발생 시 성능 저하 및 심한 경우 엔진 자체의 파괴와 전체 발사체 시스템의 작동에 치명적인 손상을 야기하는 등, 엔진과 발사체 개발에 있어서 큰 장애 요인으로 인식되고 있다[1-5]. 이를 제어하

기 위한 방법으로 엔진의 개발 초기에 연소실에서의 음향장을 파악하는 것이 매우 유용하며, 여기서 얻은 정보를 바탕으로 작동 조건에서 위대한 음향 모드를 감쇠·이동시키기 위한 제어기구를 개발하여 적용하고 있다[1-10].

일반적으로 채택되는 수동제어기구는 배플과 음향공이며, 배플에 의한 음향 불안정 억제 메커니즘은 배플의 설치로 인한 음향학적인 특성의 변화, 배플로 나누어지는 영역 내로의 유동 제한, 그리고 배플 표면에서의 점성 소산 등에 의한 음향 진동 감쇠로 알려져 있다[4-8]. 선진국에서는 이미 이러한 수동제어기구에 대한 많은 연구 및 경험을 확보하고 있으나, 국내에서는 폭넓은 정보를 가지지 못하고 있는 것이 사실이다. 현재 유일하게 한국항공우주연구원이 KSR-III 개발사

* 한국항공우주연구원 엔진그룹

† 연락처자, khongjip@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

*** 조선대학교 항공우주공학과

업의 일환으로 배플을 장착하여 안정화를 이룬 바 있으나, 아직은 다양한 형태와 광범위한 작동 조건에서의 배플에 대한 자료를 확보하지 못하고 있는 실정이다.

액체 로켓 엔진(LRE)과 같은 원통형의 비교적 단순한 기하학적 형상에서는 종방향과 횡방향의 음향 모드가 존재하게 된다[6,11]. 연소장과 상호 작용에 의하여 발생하는 연소불안정 현상을 해석하기 위해서는 실제 로켓엔진에서 일어나는 개별적인 물리/화학적 과정을 모두 고려하여야 하나, 현재의 기술적 단계에서 비정상 3차원 이상 난류 연소장을 제대로 모사하는 것은 거의 불가능에 가깝다. 그런데 기존의 실험적 연구[1,2]에 의하면, 배플의 음향 불안정 억제 메커니즘은 비연소장 하에서도 충분히 분석 가능하다고 알려져 있다. 물론 비연소장에서 음향 해석은 연소장에서 존재하는 음향과 증폭 기구를 고려할 수 없으므로, 배플에 의하여 완전히 안정된 영역으로도 달하는지는 밝힐 수 없는 단점이 있다. 그러나 시간/경제적으로 적용 범위가 매우 유연하며, 정성적인 경향은 충분히 파악될 수 있다. 또한 이를 통하여 가능성이 높은 배플을 선택하며, 최종적으로 연소 안정성 확인 시험을 거치는 것이 필수적이다. 본 연구에서는 비연소 음향해석 기법[8-10]을 이용하여 허브-블레이드 배플이 장착된 로켓엔진 연소실에 대하여 배플의 형상에 따른 고유진동수의 변화와 음향 감쇠를 정량화하였다.

2. 대상연소실과 배플의 종류

2.1 대상 연소실과 배플

해석 대상으로 삼은 엔진은 KSR-III 주 엔진으로, 분사기 면에서 노즐 목까지의 축방향 길이, $L=452$ mm, 연소실의 지름, $D_{ch}=420$ mm, 노즐 목의 지름, $D_{th}=310$ mm이다. 실제 연소 상황에서는 노즐 목에서 음속조건이 만족되므로 음향학적으로는 닫힌(acoustically closed) 끝단이라고 생각할 수 있다[8-11]. 따라서 해석 영역은 분사기 면에서 노즐 목까지로 한정하였으며, 유체를 둘러싸는 모든 경계는 벽면 경계조건으로 가정하였다. 대상 유체는 상온·상압에서, 밀도는 1.21 kg/cm³, 음속은 340 m/s로 설정하였다. 본 연구에서는 Table 1에 보여지는 바와 같이 다양한

허브와 블레이드의 길이에 대한 음향학적 효과를 고찰하였다.

2.2 지배방정식과 감쇠인자

음향파의 거동을 파악하기 위해서는 열유동장의 연속/에너지 방정식을 해석할 수도 있으나, 몇 가지 가정을 통하여 얻은 파동 방정식을 해석함으로써 음향파를 모사하는 것이 훨씬더 간편하다. 파동 방정식은 연소실내의 평균 유동을 무시하고, 매질의 압축/팽창 과정이 등엔트로피 과정(isentropic process)이고, 속도 섭동 및 그 구배가 매질의 음속보다 매우 작고, 미소한 크기의 압력 섭동만을 고려하는 가정을 통하여 유도되며 일반적으로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \nabla^2 p = 0 \quad (1)$$

여기서 p 는 음향파에 의한 압력 섭동값, t 는 시간, c 는 음속, ∇^2 는 Laplacian operator를 나타낸다. 비반응장에서의 파동방정식은 단순한 기하학적 형상의 경우에 이론해가 존재하지만, 복잡한 경우에는 수치적으로 해를 구할 수밖에 없다. 따라서 유한요소법(FEM)의 하나인 Galerkin 방법을 이용하여, 음향해석에서 이미 신뢰성이 검증된 ANSYS 코드를 이용하여 해석하였다[3,12]. 배플의 음향학적 감쇠 효과를 나타내는 인자로, 가진을 갑자기 중지하였을 때 생기는 진폭의 소산율(decay rate)이나, 밴드폭(bandwidth)을 통하여 평가하는 감쇠인자(damping factor), η 가 사용된다[2,10]. 본 연구에서는 밴드폭 방법으로 식(2)과 같이 표현되는 감쇠 인자를 사용하였다.

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} = \overline{f_2} - \overline{f_1} \quad (2)$$

여기서 f_{peak} 는 분석하고자 하는 음향모드의 진동수 대역에서 가진음원에 대해 최대 응답(p_{peak})을 나타내는 주파수이고, f_1 과 f_2 는 진폭이 $p_{peak}/\sqrt{2}$ 이 되는 주파수($f_2 > f_1$)이다. 감쇠 인자는 f_{peak} 로 규준화된 주파수의 차이로, 응답곡선에서 f_{peak} 를 중심으로 곡선의 벌어진 정도가 클수록 감쇠 인자가 큼을 의미한다. 경계면에서의 물성치인 흡수 계수, β 는 0.005 로 하였는데, 이는 무배플 연소실에서의 시험결과[10]와 같은 감쇠인자와 맞추기 위해 설정된 값이다.

Table 1 Geometrical specification of considered baffles

Case	L_B [mm]	$D_{H,I}$ [mm]	$D_{H,O}$ [mm]	비고
A	85	260	280	hub at pressure node
B	65	140	160	the smallest L_B
C	70	140	160	smaller L_B
D	85	140	160	기본 형상
E	100	140	160	large L_B

3. 결과

3.1 모드 해석

조화 해석에 앞서, 모드 해석을 통하여 각 연소실의 고유진동수를 파악하였다. Figure 1은 허브의 직경이 $D_H=150$ mm일 때 축방향 길이의 변화에 따른 음향 모드의 고유주파수를 나타낸 것이다. 또한 허브의 크기가 큰 Case A ($L_B=85$ mm, $D_H=270$ mm)의 결과도 별개의 채워진 기호로 표시하였다.

배플의 길이가 증가함에 따라 연소실에서의 음향 모드는 변하지만, 축방향 음향모드(1L, 2L)와 1T1L 모드는 크게 변하지 않는 것을 알 수 있다. 이는 허브-블레이드 배플이 반경방향과 접선 방향의 음향모드를 감쇠시키는 구조를 가지고 있기 때문이다. 1T 모드의 경우, 허브의 축방향 길이가 증가함에 따라 고유진동수가 감소하는 경향을 보인다. 따라서 축방향 길이가 클수록 1T 모드의 감쇠에 있어서 음향학적으로 유리하다고 할 수 있다. 또한 허브의 크기를 계속적으로 증가시킬 수 있다면, 1L과 1T가 서로 교차(crossover)할 것으로 예상된다. 이러한 양상은 노즐목에서의 축소비가 큰 연소실에 대해서 관찰된 바가 있다[9].

허브의 크기가 큰 Case A ($L_B=85$ mm, $D_H=270$ mm)의 경우에는 1T 모드의 고유진동수 감소가 Case D ($L_B=85$ mm, $D_H=150$ mm)에 비하여 작은 것을 알 수 있는데, 이로부터 허브가 큰 경우에는 1T 모드의 음향 감쇠효과가 작을 것으로 예상할 수 있다. 또한 2T, 1R 모드도 축방향 길이가 증가함에 따라 고유주파수의 감소 양상이 매우 뚜렷한 것을 알 수 있다. 특히 Case A는 1R 모드의 경우 허브가 압력 섭동의 마디에 해당하여 매우 큰 고유진동수 감소를 보이는 것을 알 수 있다. 그러나 1T, 2T 모드의 경우에는 그 감소폭이 크지 않으므로 전체적인 음향 모드에 있어서는 큰 효과를 보이지 않는다고 하겠다.

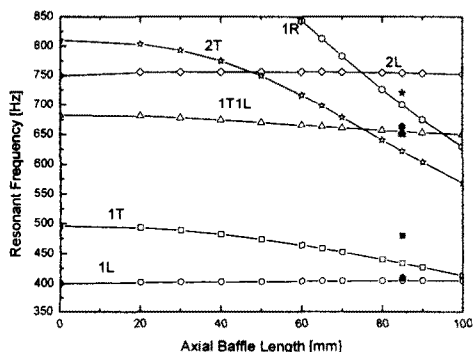


Fig. 1 Results of modal analysis for various axial baffle length

3.2 조화 해석

가진 음원의 주파수를 5 Hz 간격으로 변화시켜가면서 각 가진 주파수에 대한 연소실내의 압력 섭동의 응답특성을 조화해석을 통하여 살펴 보았다. 압력 섭동의 진폭은 가진 음원의 맞은 편 최외곽의 한 지점을 지정하여 얻은 값이다. 먼저 Fig. 2에 나타난 바와 같이 배플이 장착되지 않은 기본 연소실에 대하여 살펴보면, 연소실에서 압력 섭동의 진폭이 가장 큰 음향 모드는 1T, 다음으로는 2T, 1T1L, 1R, 1L의 순으로, 대체적으로 연소실에서 접선방향의 음향 모드가 연소 불안정을 야기할 수 있는 위험한 모드임을 알 수 있다.

먼저, 허브를 압력 섭동의 마디에 위치시킨 Case A ($L_B=85$ mm, $D_H=270$ mm)와 동일한 축방향 길이를 가지는 Case D ($L_B=85$ mm, $D_H=150$ mm)를 기본 연소실과 비교하여 Fig. 3에 도시하였다. 반경방향의 음향 모드인 1R에 대해서는 고유 주파수의 감소 폭이 매우 크며, 그 진폭 또한 크게 감소하는 것을 알 수 있다. 그러나 1T 모드의 경우에 고유주파수의 감소폭이 크지 않으며, 허브 내에서 또 다른 1T 모드가 감쇠되지 않고 형성되는 문제가 발생하였다[9]. 이러

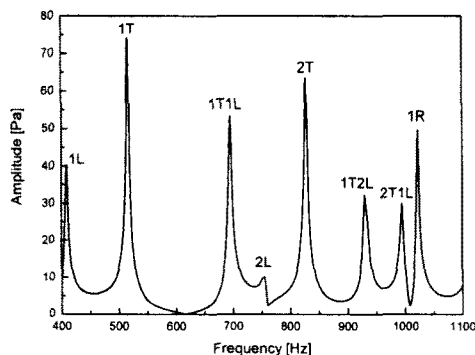


Fig. 2 Acoustic pressure responses of unbaffled combustion chamber

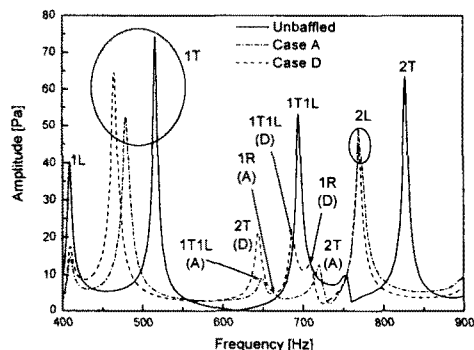


Fig. 3 Acoustic pressure responses (unbaffled, Case A and D)

한 모드는 배플이 없는 후류 영역에서의 접선 방향의 음향 모드를 야기할 수 있으므로 좋은 현상이라고 하기에는 무리가 있다. 그리고 2T 모드 경우 역시 고유주파수의 감소폭이 크지 않은 것을 모드 해석과 조화 해석의 결과인 Fig. 1과 3으로부터 알 수 있다. 결론적으로 Case A를 적용하기에는 한계가 있음을 확인하고 이를 논의시켰다. 따라서 본 연구에서는 허브의 크기를 $D_H=150$ mm로 고정시킨 상태에서 축방향 길이를 변화시켜 가면서 음향 모드의 특성을 파악하였다.

Figure 4는 1T 모드에 대하여, 배플이 없는 연소실과 각각의 케이스에 대한 음향 모드의 특성을 나타낸 그림이다. 배플의 축방향 길이가 증가함에 따라 그 감소폭이 증가하여 1L 모드로 접근하고 있으며, 진폭 또한 단조적으로 감소한다. 배플의 길이가 더 증가하게 되면, 1T와 1L은 서로 중첩(crossover)될 수 있으며, 이는 길이를 증가시켜 해석함으로써 확인하였다. 중첩된 뒤로는 다시 두 모드가 분리되면서 1T 모드의 진폭은 증가하는 양상을 보였다. 이러한 특징은 노즐목이 좁은 엔진의 음향 해석[9]에서도 관찰된 바 있다.

각 음향 모드에서 연소실 내의 음향 감쇠 특성을 정량적으로 파악하기 위하여, 식(2)에 정의된 감쇠인자를 통하여 배플 형상이 미치는 영향을 분석해 보았다. 이를 위하여 이미 파악된 음향 모드의 주파수 범위에 대하여 0.5 Hz 간격으로 조화 해석을 수행하였다. 특히 1T 모드의 감쇠인자를 Fig. 5에 도시하였고, 종합적으로 Table 2에 정리하였다.

Table 2에서 보는 바와 같이, 배플이 설치된 경우에는 무배플의 기본 연소실에 비하여 모든 경우에 대하여 감쇠 인자가 증가하는 것을 알 수 있다. 1T 모드 경우, Fig. 5에서 알 수 있듯이 배플의 길이가 증가함에 따라 감쇠 인자도 단조적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 만약 1T와

1L이 중첩되면, 감쇠 인자도 단조 증가하는 경향을 잃어버리는 것을 확인하였다. 1T 모드만을 살펴본다면, 고유주파수의 감소폭(Fig. 4)과 감쇠 인자의 크기(Fig. 5와 Table 2)를 종합적으로 판단해 볼 때 Case C와 D가 효과적이라고 할 수 있다.

Case E는 감쇠 인자 측면에서는 매우 유용하다고 할 수 있으나 채택하기에는 어려움이 있다. 왜냐하면, 실제 상황에서는 엔진의 추력 감소를 야기할 수 있으며, 또한 이미 설계되었을, 균일한 액적을 만들기 위한 분사기의 분무 특성을 바꿀 수 있을 정도로 매우 긴 배플을 가지고 있기 때문이다.

4. 결론

연소 안정성 평가용의, 5개 블레이드와 1개의 허브를 가지는 배플이 장착된 로켓엔진 연소실에 대하여 음향 해석을 수행하여, 배플이 없는 기본 연소실의 음향특성과 비교하였다. 모드 해석을 통하여 각 연소실에서의 음향모드에 해당하는 고유진동수를 구하고, 이를 통하여 배플에 의한 고유진동수 감소효과를 조사하였다. 또한 조화 해석을 통하여 가진에 대한 음향 섭동 응답과 각 음향모드에서의 감쇠인자를 구하였다.

먼저 허브의 크기에 따른 연소실의 음향 특성을 살펴보았다. 1R 모드의 압력 섭동 마디에 허브를 위치시킨 큰 허브를 가지는 배플(Case A)의 경우, 1R 모드에는 고유주파수 감소폭이 매우 크게 나타났으나, 다른 음향모드의 경우에는 작은 허브를 가지는 배플에 비하여 크게 장점을 보이지 않았다. 또한 허브 내에서 작은 스케일의 1T 모드가 형성되는 것을 확인할 수 있었다. 이는 후류에서의 음향 불안정을 야기할 수 있으므로 문제가 있다.

허브의 크기가 작은 경우에 배플의 축방향 길

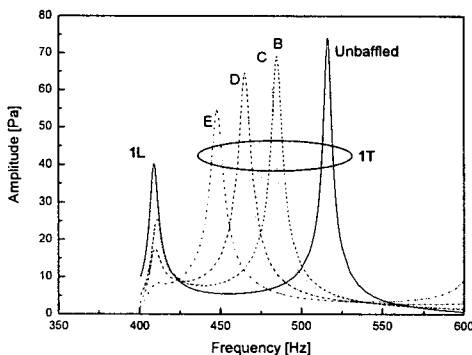


Fig. 4 Acoustic pressure responses of chamber in 1L and 1T mode

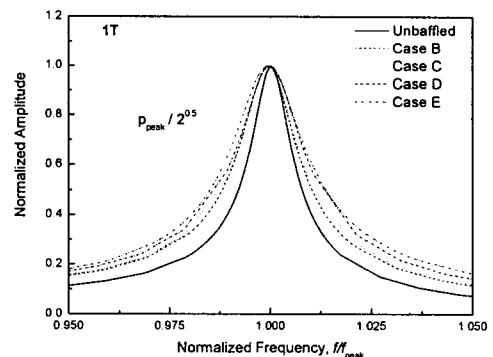


Fig. 5 Damping factor of 1T mode in unbaffled and baffled chambers

Table 2 Damping factors and damping factor ratio in baffled chambers

Mode		Unbaffled	Case B	Case C	Case D	Case E
1L	D. F [%]	1.2459	1.6010	1.6403	1.8924	N/A
	ratio	1.0000	1.2850	1.3165	1.5189	N/A
1T	D. F [%]	0.9152	1.2865	1.3314	1.4869	1.6589
	ratio	1.0000	1.4057	1.4548	1.6247	1.8126
1T1L	D. F [%]	0.8632	1.0883	1.1844	1.4512	1.1538
	ratio	1.0000	1.2608	1.3721	1.6812	1.3366
2T	D. F [%]	0.6774	2.1796	3.1680	1.2086	1.0156
	ratio	1.0000	3.2177	4.6769	1.7842	1.4992
1R	D. F [%]	0.4241	1.3772	1.2524	N/A	1.6413
	ratio	1.0000	3.2475	2.9532	N/A	3.8704

이에 따른 음향 응답 특성을 구하였다. 또한 감쇠 인자를 정량화함으로써 음향 불안정에 유해한 대표적인 음향모드인 1T, 2T, 1R 모드에 배플의 형상이 미치는 영향을 분석하였다. 배플의 축방향 길이가 증가함에 따라 고유주파수가 감소하였으며, 감쇠 인자 역시 증가하였다. 또한 어떤 두 음향모드의 고유주파수가 접근하여 중첩되면, 단조성을 잃어버리는 응답 특성을 보였다.

본 연구가 비연소장에서의 음향만을 고려하여, 실제 연소장에서 존재하는 음향과 증폭기구와 유동에 의한 효과를 고려하지 못하는 단점이 있으나, 수동제어기구의 설계의 타당성을 검증하는 단계로서는 매우 유용한 방법이라고 판단된다. 또한 본 연구와 같은 음향 해석을 통해 추천된 배플들에 대해서는 다음 단계로서의 음향 시험과 연소 시험을 통하여 그 효용성이 검증되어야 한다.

후 기

본 연구는 공공기술연구회의 정책연구과제인 "로켓엔진 연소기 핵심부품기술 개발" 연구의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

[1] Harje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), 1972, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194.
 [2] Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Prelik, D., 1995, in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, pp. 377~399.

[3] 강경택, 윤재건, 1994, "무연추진제 로켓모터에서의 연소불안정 해석," 대한기계학회논문집(B), 제 18권, 제 11호, pp. 3032~3038

[4] Yang, V., Wicker, J. M., and Yoon, M. W., 1995, in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, pp. 357~376.

[5] Wicker, J. M., Yoon, M. W., and Yang, V., 1995, "Linear and Non-linear Pressure Oscillations in Baffled Combustion Chambers," Journal of Sound and Vibration, Vol. 184, pp. 141~171.

[6] NASA, 1974, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113.

[7] 윤명원, 윤재건, 1997, "액체 로켓 추진기관의 연소불안정 현상," 한국항공우주학회지, 제 25권, 제5호, pp. 183~189.

[8] 손채훈, 2002, "배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석," 대한기계학회논문집(B), 제 27권, 제 1호, pp. 966~975.

[9] Kim, S. K., Kim, Y. M., and Sohn, C. H., "A Numerical Study on Effects of Various Baffle Designs on Acoustic Characteristics in Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine" submitted to KSME International Journal.

[10] 고영성, 이광진, 김홍집, "액체로켓엔진 연소실에서의 상온 음향 시험," submitted to Transactions of KSME(B)

[11] Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., 1977, Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley & Sons Inc., New York.

[12] Swanson Analysis Systems, 1993, ANSYS User's Manual for revision 5.0, Volume IV, Theory, Houston, PA.