

액체로켓엔진 연소실에서의 상온 음향 시험

고영성*·이광진**·김홍집*
(2003년 3월 19일 접수, 2003년 11월 14일 심사완료)

Acoustic Tests on Atmospheric Condition in a Liquid Rocket Engine Chamber

Young Sung Ko, Kwang Jin Lee and Hong Jip Kim

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진), Combustion Instability(연소 불안정), Resonant Frequency(공진 주파수), Damping Factor(감쇠율), Baffle(배플)

Abstract

Acoustic characteristics of un baffled and baffled combustion chamber are experimentally investigated under atmospheric condition to preliminarily determine baffle for mitigation of combustion instability. To investigate the effect of the baffle which has several configurations such as radial baffles and hub/blade baffle, resonant-frequency shift and damping factors of the chamber were analyzed and compared quantitatively with those of the un baffled combustion chamber. From a view of acoustic characteristics, radial baffles with several configurations have not much difference in resonant-frequency shift and damping factor ratio with each other. On the other hand, hub and blade baffle is very effective to suppress the first tangential mode which was found to be the most harmful acoustic mode in KSR(Korean Sounding Rocket)-III engine. But more study on design parameters such as hub size and axial length should be done for complete optimization of hub and blade baffle. 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.

1. 서 론

고주파 연소 불안정(High frequency combustion instability or acoustic instability)은 액체 로켓 엔진의 개발 과정에 있어 매우 중요한 인자 중의 하나이다. 이는 연소장과 연소실 내부의 압력 섭동 즉 음향 특성과의 상호 커플링에 의해 발생하며, 연소 과정으로부터 공급된 에너지가 연소시 내부 유동장의 압력 및 속도를 증폭시켜 발생하는 것

으로 알려져 있다.⁽¹⁻³⁾ 이와 더불어, 고주파 연소 불안정은 설정된 엔진의 운전 조건에서 안정된 성능을 보여줄 수 있는지를 좌우하며, 발생시 심한 경우 엔진 자체의 파괴를 야기하는 등, 엔진 개발에 있어서 시간적/경제적으로 큰 장애 요인이 되고 있다. 이를 제어하기 위한 방법으로 엔진의 개발 초기에 연소실에서의 음향장을 파악하는 것이 매우 유용하며, 여기서 얻은 정보를 바탕으로 작동 조건에서 위해한 음향 모드를 감쇠/이동시키기 위한 제어기구를 개발, 적용하고 있다.⁽¹⁻⁷⁾

일반적으로 채택되는 수동적인(passive) 제어기구는 배플과 음향공(acoustic cavity)이 있으며, 이들은 고유의 특징과 장단점이 있으나, 실용적인 적용 단계에서는 배플이 보편적으로 사용되며 상대적으로 감쇠 효과가 확실한 것으로 알려져 있다. 음향공은 감쇠 효과가 탁월하나 감쇠 주파

* 회원, 충남대학교 항공우주공학과

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

E-mail : khongjip@kari.re.kr

TEL : (042)860-2814 FAX : (042)860-2602

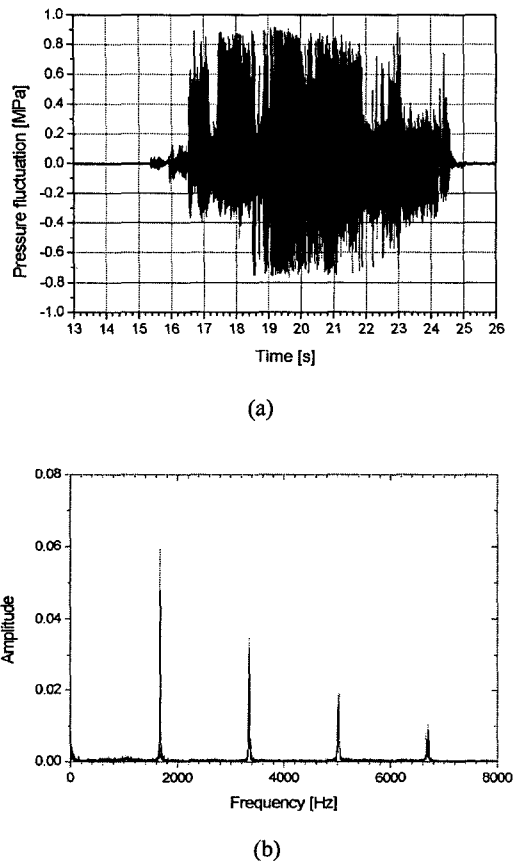


Fig. 1 (a) Time history of dynamic pressure and (b) FFT signal during firing test of KSR-III initial development stage

수 대역이 좁은 것이 대표적인 단점이며, 최적의 감쇠 효과를 얻기 위하여 미세한 음향학적인 동조(tuning)가 필요하다.⁽⁷⁾

액체 로켓 엔진(LRE)과 같은 원통형의 비교적 단순한 기하학적 형상에서는 종방향(longitudinal)과 횡방향(transverse; tangential and radial)의 음향 모드가 존재하게 된다.^(2,8) 배플에 의한 음향 불안정 억제 메커니즘은 이러한 음향학적인 특성의 변화와, 배플의 설치로 인한 유동 변화 및 점성 소산 등에 의한 음향 진동 감쇠로 알려져 있다.⁽⁴⁻⁷⁾

일반적으로 비연소장에서의 음향 해석은 연소장에서 존재하는 음향과 증폭 기구를 고려할 수 없으므로, 배플에 의하여 완전히 안정된 영역으로 도달하는지는 밝힐 수 없는 단점이 있다. 그

리나 분사기 헤드의 설계 및 제작 이전에 연소실의 음향장을 살펴볼 수 있으므로 시간/경제적으로 적용 범위가 매우 유연하다고 할 수 있다. 또한 배플과 같은 수동제어기구의 음향 불안정 억제에 미치는 음향학적 특성은 비연소장 음향 시험을 통해서도 정성적인 경향은 충분히 파악될 수 있는 것으로 알려져 있다.^(2,3) 이를 통하여 음향 불안정을 억제할 가능성이 높은 배플들을 선택하며, 최종적으로 연소 시험을 거쳐 최적의 배플을 결정하는 것이 필수적이다.

국내 최초로 독자 개발된 KSR-III(Korean Sounding Rocket-III) 엔진은 개발 초기 단계에서, Fig. 1(a)와 같이 정상 연소(normal combustion)가 진행되다가 어느 시간이 흐른 뒤 자발적으로 발생하는 연소 불안정 현상이 관측되었다. 발생한 연소 불안정 현상은 Fig. 1(b)에 보이는 바와 같이 1680 Hz 대역의 유해주파수를 가지고 있으며, 이는 몇가지 근거를 통하여 1T (first tangential) 모드임이 판명되었다. 이러한 연소 불안정을 제어하기 위한 배플의 효과는 기존의 연구 결과^(2,3)로부터 어느 정도 파악할 수는 있으나, 변종 배플이나 hub and blade 배플의 음향 진동 감쇠 효과와 1T 모드 이외의 다른 음향 모드의 변화 및 감쇠 효과에 대한 폭넓은 정보는 제시되고 있지 않은 실정이었다.

이러한 액체 로켓 엔진에서의 연소 불안정 억제를 위한 기본 설계 자료로서, 국내 최초로 엔진에서의 선형 음향 해석이 수치해석을 통하여 수행되었으며,^(6,7) 동시에 시험적인 연구가 병행되었다. 본 연구에서는 KSR-III 엔진의 상온 음향 특성을 파악하고, 다양한 배플이 설치되었을 때의 음향 감쇠 효과를 실험적으로 고찰함으로써 최적의 배플을 선정할 수 있는 시험 방법과 기본적인 데이터를 제공하고자 하였다.

2. 시험 장치 및 방법

시험 장치의 개략도는 Fig. 2와 같으며, 시험 대상체, 음향 가진부, 음향 센서와 신호 분석기로 대별할 수 있다. 시험 대상 연소실은 KSR-III 주 엔진으로서 참고 문헌^(6,7)에 자세히 나타나 있으며, 내경은 420 mm, 노즐 목까지의 길이는 450 mm이다. 연소실의 내벽은 실리카 페놀이라는 삭마형(ablative) 내열재를 사용하였는데, 본 시험에

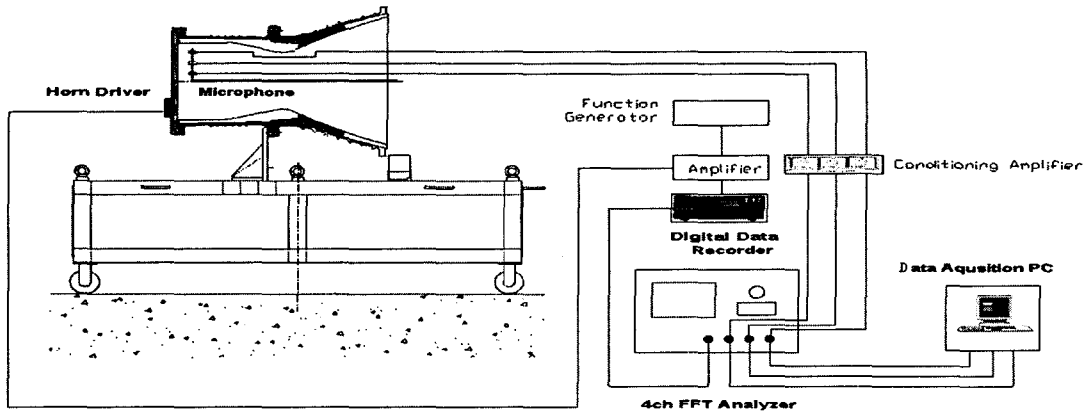


Fig. 2 Schematic of Experimental Setup

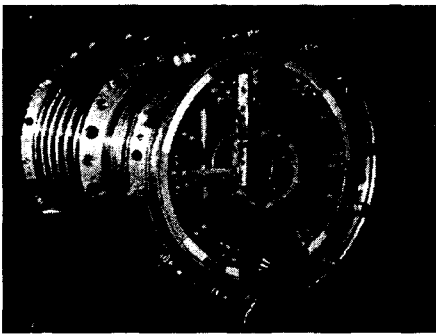


Fig. 3 Configuration of baffled combustion chamber

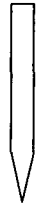




서 사용된 연소실은 표면 거칠기의 영향을 배제하기 위하여 연소 시험을 거치지 않은 연소실을 사용하였다. 연소실 헤드면은 실제 엔진 헤드를 사용하지 않고, 시험상의 편의를 위해 두께 20 mm의 투명 아크릴로 제작되었다. 전체적인 시험 대상체의 조립도는 Fig. 3과 같다.

음향 가진부는 연소실 내부의 음향 모드를 가진하기 위하여 랜덤 신호를 녹음한 SONY-SIR 1000을 이용, 앰프(Inter M model R300)로 증폭하여, 250 Hz 이상의 신호를 발생시킬 수 있는 horn driver unit(NSU-75B, 75W)를 통해 연소실 내부에 공급한다. 엔진의 top 부분에 위치할 때를 0°로 하였으며, 따라서 horn driver는 시계방향으

로 약 190°에 위치한다. 연소실 내부의 음향 모드를 측정하기 위해 B&K 4192 마이크로폰 3개를 60 mm 간격으로 배열하여, 30° 간격으로 시계 방향으로 회전하며 측정하였다. 한편 마이크로폰의 출력 신호와 랜덤 신호는 B&K NEXUS signal conditioner를 거쳐서 4 채널 FFT 신호 분석기(RION SA-79)를 통해 각각의 마이크로폰의 신호를 랜덤 신호에 대한 주파수 응답 함수(FRF)를 얻어내어 공진 주파수 및 모드 형상을 측정하였다.

배플 형상은 KSR-III 엔진에 가장 쉽게 적용될 수 있는 radial blade 형태를 기본으로 하여, Table 1에 도시된 바와 같이 radial blade의 길이/높이 및 형상 등을 변화시킨 것과 hub and blade 배플을 사용하였다.⁽²⁾ 상온 음향 시험에서는 먼저 배플이 없는 기본 연소실에 대한 시험을 수행하였으며, 이를 바탕으로 하여 각 배플을 설치하였을 때의 음향학적 특성 변화 등을 검토하는 순으로 시험을 진행하였다. 일반적으로 음향 불안정을 야기할 수 있는 여러 가지 음향모드를 억제하기 위하여 짝수보다는 홀수 개의 블레이드를 설치하는 것이 더 효과적인 것으로 알려져 있으나,⁽³⁾ 상황에 따라서는 확실한 음향 감쇠를 위하여 짝수의 블레이드를 설치하는 경우도 있어, 모든 경우에 적용될 수 있는 법칙이 있는 것은 아니다. 본

Table 1 Geometrical dimensions of baffles

	Radial baffle					Hub-blade
	I-a	I-b	II	III	ref	
radial length	135	135	145	145	208	130 (hub I.D. 140)
axial length	100	100	90	100	75	90
shape of cross section						

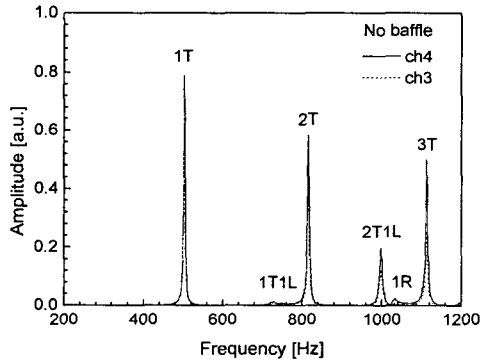


Fig. 4 Acoustic responses of un baffled combustion chamber

연구에서는 KSR-III 주엔진 헤드의 인젝터 배열을 고려하여, 인젝터 배열의 설계 변경을 최소화할 수 있는 6개의 radial blade만을 고려하였다. 보통 6개의 blade를 사용하는 경우, 정지된 (standing) 3T 모드를 억제할 수 있는 효과가 없는 것으로 알려져 있다. 그러나 그 고유 주파수가 매우 높아 연소장과의 상호작용에 의한 음향학적 증폭 가능성이 매우 낮고, 이미 무배플 연소시험을 통하여 심각한 문제가 없는 것으로 확인되었으므로 이를 고려하지는 않았다. 또한 KSR-III 주엔진에 실제로 적용할 것을 고려하여 배플이 설치되었을 때의 성능 해석 및 냉각 해석 등이 병행하여 진행되었으나, 본 연구에서는 배플의 형

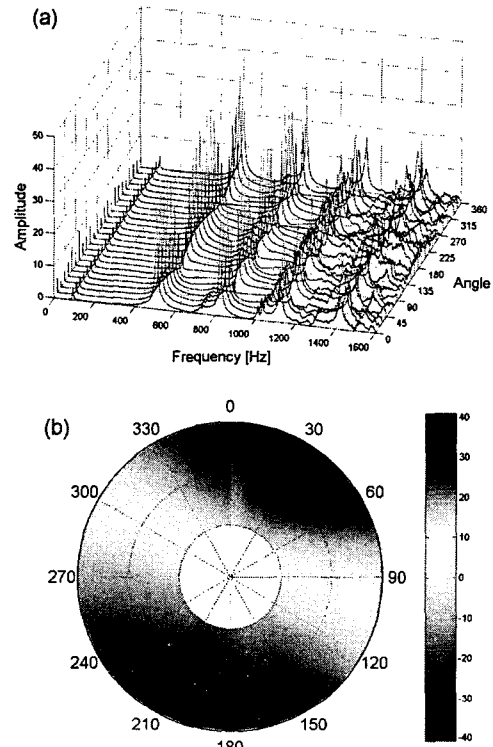


Fig. 5 (a) Waterfall and (b) contour (first tangential mode) of acoustic pressure

상 및 배열에 따른 연소실의 음향 특성 변화만을 살펴보기 위하여 상온 음향 시험만을 대상으로 하였다.

3. 실험 결과

3.1 기본형 연소실에서의 공진 주파수 특성

상온 음향 시험을 통해 얻어진 배플이 없는 기본 연소실의 공진 주파수는 Fig. 4와 같으며, 그림에서 채널 3, 4는 엔진 중심축으로부터 반경 방향으로 각각 120, 180 mm에 위치하고 있다. Figure 4에 표시한 각각의 음향모드를 파악하기 위해서는 횡방향 및 종방향으로 음향장을 획득하여야 가능하다. 먼저 횡방향 모드는 음향 센서를 헤드면으로부터의 축방향 거리를 고정시킨 상태에서 시계 방향으로 30° 간격으로 회전시키면 Fig. 5(a)의 waterfall에서 볼 수 있는 바와 같이 회전각에 따라 마디(node)와 배(antinode)가 주기

적으로 나타나는 회수로부터 판별할 수 있다. 여기서 회전각에 따라 음압의 변화가 없으면 순수 종방향 모드임을 의미하며, 복합 모드는 음향 센서를 축방향으로 이동시켰을 때 음압의 강도가 변화하는 것을 볼 수 있다. Figure 5(b)에서 알 수 있듯이 1T 모드는 주어진 반경에서 가진 음원에 대하여 약 90°, 270° 방향으로 음향 노드가 형성되는 것을 알 수 있다. 이를 기본으로 하여 연소실 내부에 배플이 설치된 경우를 비교 분석할 수 있다.

한편 연소실 내부가 단면적의 변화가 없는 원통형이며 연소실의 종방향 양쪽이 음향학적으로 닫혀있는(acoustically closed), 이상적인 연소실의 경우에는 이론해가 존재하며 그 공진 주파수는 다음과 같이 표현된다.^(2,8)

$$f_{m,n,q} = \frac{c}{2} \left[\left(\frac{\alpha_{mn}}{R} \right)^2 + \left(\frac{q}{L} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (1)$$

여기서 c 는 음속, R 은 연소실의 반경, L 은 축방향 길이이다. 일반적으로 L 은 단면적 변화가 있는 로켓 엔진 연소실의 경우, 분사기면과 연소실의 노즐 목(throat)까지 유효거리로 나타내어진다. 하첨자 m, n, q 는 각각 반경방향, 접선방향, 종방향 음향모드를 나타내는 지수로, 어느 한 지수만이 0이 아닌 경우의 음향 모드를 순수 음향모드라고 하며, 두가지 이상의 지수가 0이 아닌 경우를 복합 모드라고 한다. 일반적으로 연소실 내 압력/속도 진동에 있어 n 번째 접선방향 모드는 $2n$ 개의 배와 마디를 가지며, 압력 진동의 배/마디는 속도 진동의 마디/배에 해당한다. α_{mn} 은 transverse eigenvalue이며, 그 값은 참고문헌^(2,8)을 참고하였다.

실험에 가진된 입력 신호는 약 100 Hz~1000 Hz까지의 랜덤 신호를 이용하였는데, 식 (1)에서 알 수 있듯이 실제 연소장에서의 연소실 공진 주파수가 상온에서의 공진 주파수보다 음속이 약 3.2배 증가하여 나타나는 점을 감안한 것이다.⁽²⁾ 실제로 KSR-III 엔진 설계점 운전 영역 조건을 화학적 equilibrium을 가정하여 burned condition을 CEA code⁽⁹⁾로 예측하여보면, 연소 효율을 100%로 가정하였을 때 연소실 내 온도는 약 3400 K, 음속은 약 1200 m/s 이다. 이 때의 공진 주파수의 비는 음속의 비인 $1200/340 = 3.5$ 정도가 되는데, 이는 기존의 문헌⁽²⁾에서 제시한 값과 유사한 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 채택한 상

Table 2 Comparison of resonant frequencies in un baffled combustion chamber

	1T	1T1L	2T	2T1L	1R
이론값	474.4	606.4	786.9	872.8	987.6
수치해 ⁽⁶⁾	496.8	684.1	811.8	985.8	1016.4
실험값	503.0	723.0	816.0	999.0	1035.0

온에서의 가진 주파수 범위는 실제 연소장에서 나타날 수 있는 연소실 공진 주파수 대역으로는 약 3500 Hz 정도까지를 포함할 수 있는 것으로, KSR-III 개발 초기에 나타난 연소 불안정성에서 가장 문제가 되었던 1T 모드의 1680 Hz 대역을 포함한다.

Table 2에서 보는 바와 같이, 식 (1)에 의한 이론값과 실험에서 측정된 공진 주파수와는 많은 차이를 보이는 것을 알 수 있다. 그러나 수치해⁽⁶⁾와는 매우 유사한 값을 보인다. 특히 축방향의 음향 모드가 관련된 복합 모드들(1T1L, 2T1L)은 수치해와 실험값 모두 이론값과의 공진 주파수 차이가 큰 것을 알 수 있다. 이는 실제 연소실이 노즐목의 수축 효과로 인하여 완전 원통형이 아니며, 그로 인하여 원통형에 해당하는 유효 길이가 달라지기 때문이다. 그러나 수치해와의 비교를 통하여 실험절차 및 결과 획득의 타당성을 확인할 수 있었다.

3.2 각 배플 형상에서의 공진 주파수 특성

기본형 연소실에서의 공진 주파수 모드 분석을 바탕으로 하여 여러 가지 배플 형상에서의 공진 주파수를 파악하였다. Figures 6~8은 각 형상에서의 대표적인 주파수 응답 신호와 공진 모드를 표시한 것으로서, 연소기 top 부분에 센서를 위치한 상태에서 측정된 것이다. 이를 통하여 얻어진 결과를 Table 3에 정리하여 나타내었다.

Figures 6~8과 Table 3에서 볼 수 있는 바와 같이 1T 모드의 경우, radial blade 배플에서는 반경방향 길이와 축 방향 길이가 가장 긴 RA-III에서의 공진 주파수 변이가 8.4 %로 가장 크게 나타났으나, 그 차이가 1 % 정도에 지나지 않아 효과가 미미함을 알 수 있다. 그리고 RA-I, II, III의 공진 주파수 변이 특성을 보면 축 방향의 길이 증가에 의한 공진 주파수 변이가 반경 방향의 길이 증가에 의한 효과보다 미소하나마 큰 것을 볼 수 있다. RA-I-a, RA-I-b의 두께 변화에 의한 공

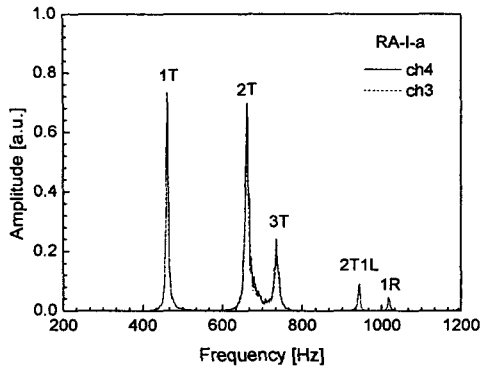


Fig. 6 Acoustic responses of combustion chamber having RA-I-a baffle

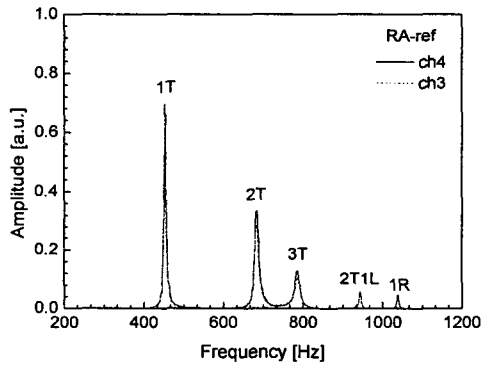


Fig. 7 Acoustic responses of combustion chamber having RA-ref baffle

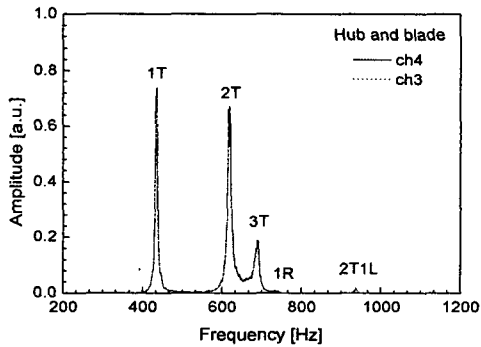


Fig. 8 Acoustic responses of combustion chamber having hub and blade baffle

진 주파수의 변화는 상당히 작게 나타난 것으로부터 두께에 의한 영향이 가장 미소함을 확인하였다.

Table 4 Damping factors and damping factor ratio of combustion chambers

	Damping factor [%]		Ratio of D.F.
	1T	2T	1T
Unbaffled	0.867	0.648	1.000
RA-I-a	1.249	1.723	1.441
RA-I-b	1.231	1.800	1.420
RA-II	1.224	1.809	1.413
RA-III	1.242	1.805	1.433
RA-ref	1.315	1.796	1.518
Hub-blade	1.417	1.744	1.635

그러나, 전반적으로 약 10 % 정도의 축 방향 길이나 반경 방향 길이 변화에 의한 공진 주파수의 변화량은 상당히 미미한 것으로 판명되었고, 다른 음향모드에 대해서도 radial baffle은 거의 비슷한 크기의 공진 주파수 변이를 나타내는 것으로부터, 실제 연소 시험시에도 3가지 배플의 차이는 크게 나타나지 않을 것으로 예상된다.

반면에 hub and blade 배플의 경우에는, 반경방향의 음향모드인 1R에 있어서 hub의 효과로 인하여 주파수 변이가 매우 크게 나타나며, 전반적으로 radial baffle에 비하여 다양한 음향모드에 대하여 공진 주파수 변이가 커서 KSR-III 배플에서 나타난 1T mode 주파수와 같이 유해한 주파수로부터 음향 특성을 크게 변화시킬 수 있음을 확인하였다.

3.3 감쇠인자 및 감쇠율 비교

일반적으로 배플에 의한 음향파의 감쇠 정도를 정량화하는 인자로 감쇠인자(damping factor)를 주로 사용한다. 압력 진폭의 감쇠인자는 가진을 갑자기 중지하였을 때 생기는 진폭의 소산율(decay rate)이나, 최대 진폭의 밴드폭(bandwidth)을 통하여 평가할 있다. 본 연구에서는 아래와 같이 표현되는 밴드폭을 통한 감쇠인자를 사용하였다.^(2,3,6)

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

여기서 f_{peak} 는 주어진 음향 모드에서의 공진주파수이며, f_1 , f_2 는 공진 주파수에서의 응답값의 $1/\sqrt{2}$ 배가 되는 주파수($f_2 > f_1$)이다. 감쇠인자의

비교를 위하여 높은 주파수 분해능(resolution)을 유지한 상태에서, 각 배플 형상의 공진 주파수를 측정하였다. 이는 주파수 분해능을 1.25 Hz로 했을 때 감쇠율이 재현성을 보이지 않았으며, 이러한 현상은 음향 시험시 나타나는 주파수 폭에 비해 너무 큰 것으로 판단되었기 때문이다. 따라서 주파수 분해능을 0.5 Hz와 0.3125 Hz로 낮춘 상태로 시험을 수행한 결과 재현성의 문제가 나타나지 않았으며, 각 데이터 간의 표준 편차도 약 1.2 % 정도에 지나지 않았다. 대부분의 데이터는 스피커의 가진 음압을 92 dB로 유지한 상태로 획득되었으며, 가진 크기에 따른 감쇠율 영향이 있는지 알아보기 위하여 가진 음압 크기를 110 dB 까지 증가하였으나 그 효과가 나타나지 않음을 확인하였다.

Table 4은 각 배플 형상에서의 감쇠율과 기본 연소실에 대한 상대적인 감쇠율의 증가비를 나타낸 것이다. Table 4에서 볼 수 있는 바와 같이 KSR-III 엔진에서 가장 문제가 되었던 1T 모드의 감쇠율 면에서 radial blade 배플간의 변화율이 거의 없게 나타났으나, RA-II 배플의 감쇠율이 가장 작고 RA-I-a의 감쇠율이 RA-III보다 다소 크게 나타났다. 이것은 RA-I-a가 축방향과 반경 방향 모두에 tip을 가지고 있다는 점을 고려하면 blade의 끝단이 tip 형상을 갖는 것이 다소 유리하다고 볼 수도 있을 것으로 생각된다. 그러나 그 차이가 시험 데이터의 오차율 정도에 지나지 않기 때문에 radial blade 배플 간에는 실제 연소 시험에서 어떠한 배플이 선정되어도 큰 차이를 보이지 않을 것으로 판단된다.

반면 hub and blade 배플의 경우, 기본 연소실에 비하여 63.5 % 정도의 감쇠율 증가를 보였기 때문에 이를 사용하는 것이 음향적인 특성만을 고려할 때 가장 유리할 것으로 판단된다. 그러나 hub and blade 배플의 설계 변수, 예를 들면 hub의 크기와 배플의 축방향 길이 등에 대한 고찰이 정량적으로 이루어지지 않았으므로 무조건적인 채택은 무리가 있으며, 최적화를 위하여 이에 대한 추가적인 고려가 필요하다. 또한 음향 특성 외에도, 배플의 설치를 위한 분사기 배열 및 성능의 저하없이 안정성을 확보해야하는 점을 고려하면, hub 배치에 따른 점화 문제와 분사기 배열의 수정이 고려되어야 한다. 그러므로 연소 성능이나 내열 특성 또한 함께 고려되어 선정되어야

하겠나. RA-ref의 경우 참고 문헌⁽¹⁾의 경우와 비교해 보기 위한 것이었으나, 참고 문헌의 값보다 작게 나타났는데 이것은 연소실 직경의 차이나 배플 재료의 특성 등 다른 요인에 의한 것으로 생각된다.

4. 결 론

본 연구에서는 KSR-III 엔진 개발 과정 초기에 발생하였던 연소 불안정 현상의 개선을 위한 기초 연구로서 음향적 측면의 최적의 배플을 선정하고차 수행되었던 상온 음향 시험의 기법 및 시험 결과에 대해 언급하였다.

Radial blade 배플의 경우, 축방향 길이나 반경 방향 길이의 증가에 따라 주파수와 감쇠율의 변이가 다소 증가하였다. 그러나 KSR-III 엔진에 적용하기 위한 범위 내에서는 큰 차이가 발생하지 않았으며, blade 끝단에 tip을 두는 것이 다소 유리한 것으로 판단된다. 배플이 설치되지 않은 기본형 연소실의 실물형 엔진 연소 시험에서 나타난 연소 불안정 현상의 유해 주파수인 1T 모드를 변화시키기 위해서는 감쇠율과 공진 주파수 변이를 가장 큰 쪽으로 하는 것이 유리하므로 hub and blade 배플이 가장 유리한 것으로 판단된다. 그러나 이 외에도 연소 성능 및 냉각 성능 등을 고려하여 최적의 배플이 선정되어야 한다.

본 연구에서는 액체 로켓 엔진 연소실에서 상온 음향 시험의 방식을 국내에서 처음으로 도입하여, 기본 연소실의 음향 특성 및 몇가지 배플 형상에 따른 음향 특성 변화에 대한 실험을 성공적으로 수행하였다. 이를 기반으로 한 실제 hub and blade 배플의 적용을 통하여 KSR-III 엔진의 연소 불안정 현상을 완전히 제거함으로써, KSR-III 엔진의 성공적인 발사에 기여하였다. 그러나 보다 심도 높은 기본 자료의 마련을 위해 blade의 개수 및 형상 등에 대한 연구가 일부 진행 중에 있으며, 향후 보다 심도 높은 연구가 진행되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 “KSR-III 개발사업”과 공공기술연구회의 정책연구과제인 “로켓엔진 연소기 핵심부품기술 개발” 연구의 일부분으로

수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Harrje, D. T. and Reardon, F. H (eds.), 1972, Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP 194.
- (2) Yang, V. and Anderson, W. E. (eds.), 1995, Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC.
- (3) NASA, 1974, Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, NASA SP-8113.
- (4) Yoon, M. W. and Yoon, J. K., 1997, "Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 5, pp. 183~189.
- (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) Sohn, C. H., 2002, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Baffled Combustion Chambers," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 26, pp. 966~975.
- (7) Sohn, C. H., Kim, Y. M., 2002, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Combustion Chamber with Acoustic Cavity," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 4, pp. 28~37.
- (8) Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D, 1977, Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley & Sons, Inc., New York.
- (9) McBride, B. J. and Gordon, S., 1996, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311.