

로켓엔진에서 음향공의 음향학적 감쇠능력에 대한 고찰

김홍집* · 김성구* · 최환석*

A Study on the Acoustic Damping Characteristics of Acoustic Cavities in a Liquid Rocket Engine

Hong Jip Kim* · Seong-Ku Kim* · Hwan Seok Choi*

ABSTRACT

Linear acoustic analysis has been performed to elucidate damping characteristics of acoustic cavities. Results have shown that resonant frequencies of acoustic cavity obtained by classical theoretic approach and present linear analysis are somewhat different from each other. This difference is due to the limitation of classical theory. To quantify the damping characteristics, acoustic impedance has been introduced and resultant absorption and conductance have been evaluated. Satisfactory agreement has been achieved with previous experiment. Finally the design procedure for optimal tuning of acoustic cavity has been established

초 록

고주파 연소불안정 제어를 위하여 사용되는 음향공에 대하여, 3차원 선형 음향해석을 수행하여 음향공의 감쇠 능력을 정량화하고자 하였다. 공진주파수는 상온에서 고전적 이론에 의한 공진주파수와 약 6%, 압력 비에 의한 결과와는 약 10%의 차이를 보임을 확인하였다. 감쇠 능력의 정량화를 위하여 acoustic impedance를 도입하여 흡수계수와 conductance를 도출하였다. 음향공의 개수에 따른 acoustic impedance 특성을 살펴보고, 기존의 결과와 정량적으로 유사함을 확인하였다. 기하학적으로 동일한 음향공이 여러 개 설치된 연소실에서는 음향장의 특성과는 상관없이 각각의 음향공이 동일한 특성을 보임을 확인하였고, 최적의 음향공의 개수를 판정하는 것은 하나의 음향공의 acoustic impedance를 제대로 정량화하여 가능하다. 이로써 acoustic impedance를 도입하여 음향공의 최적 동조를 위한 설계 절차를 확립하였다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Acoustic Cavity(음향공), Acoustic Impedance(음향 임피던스), Absorption Coefficient(흡수계수), conductance(컨덕턴스)

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락처자, E-mail: khongjip@kari.re.kr

로켓엔진이나 가스터빈과 같은 발전시스템에

서의 고주파 연소불안정 현상은 연소장과 음향장의 상호작용에 의하여 발생하는 것으로 인식되고 있으며, 이러한 비정상적인 현상은 최종적인 목표의 달성에 있어 큰 걸림돌이 되고 있다. 특히 로켓엔진의 경우에는 발사체 전체 시스템의 임무 달성에 큰 영향을 주며, 구체적으로는 엔진 연소실 또는 분사기면으로의 과도한 열전달이나 충격파가 발생하여 열/구조적 강도를 잃어버리는 경우가 허다하다[1-5].

로켓엔진에만 국한시켜보면, 고주파 연소불안정에 대한 해결책으로서 수동적/능동적 방법이 제시되고 있으며, 현재로서는 수동적 제어방법이 대세를 이루고 있다. 수동제어기구로서 대표적인 것은 음향공과 배플을 들 수 있다. 배플을 설치하기 위해서는 분사기면이 수정되거나 고온고압에서 견디기 위하여 별도의 냉각시스템이 필요하므로 전체적인 시스템의 변화가 수반되기도 한다. 배플에 반하여 음향공은 분사기면이나 전체 시스템의 변화 없이 설치 가능하며, 심각한 열적인 문제가 발생하지는 않지만 최적의 동조를 위하여 세심한 설계가 필요하다.

일단 최적으로 tuning된 음향공은 배플에 비하여 상대적으로 좁은 주파수 대역을 가지는 것으로 알려져 있으나, 연소불안정 현상이 특정한 음향모드에 의해 발생하는 경우에는 그 효과가 매우 우수한 것으로 알려져 있다[5,6]. 하지만 최적의 tuning을 위해서는 음향공과 orifice에서의 음속값이 중요하므로 온도와 화학적 조성등과 같은 물성치들이 정확하게 얻어져야만 한다[5]. 대략 음향공 내부의 온도가 연소실 온도의 1/4~1/3정도로 정량화하는 것이 일반적이며, 또 다른 방법으로는 음향공 내부의 음속을 연소실에서의 음속의 1/2로 설정하기도 한다[7,8]. 이러한 예측 방법은 역으로는 음향공 내부의 물성치 평가가 매우 어려우며 또한 중요하다는 것을 반증하는 것이기도 하다.

이와 더불어 연소실과 연결되는 orifice의 단면적 S가 매우 중요한 인자로서, 경험적으로 최소한 연소실 단면적의 4%정도는 되어야 음향학적 감쇠 능력을 발휘할 수 있다고 한다[9]. 실제로

FASTRAC 엔진에서 사용된 음향공의 경우, 연소실 단면적 대비 음향공의 면적은 약 7.25% 정도이다. 이와 달리 국내에서 개발된 KSR-III 엔진의 경우, 초기에 채택된 음향공에서는 그 값이 겨우 2.4%밖에 되지 않는다. 반면에 음향공에 필요한 개방면적(opening area) 증가는 구조적 또는 냉각 측면에서 분사기 설계에 영향을 미칠 수 있으며, 질량분포 또는 벽면 냉각을 위한 바깥쪽 연소유동 형태에 부정적 효과를 가져오게 된다.

효과적인 음향공을 설계하는 과정은 음향공내 물성치를 결정해야 하는 어려움과 실제 음향공 체적이 갖게 되는 3차원적 형상의 복잡성에 의해 일반적으로 시행착오 방법(trial and error method)을 요구하게 되며, 궁극적으로는 실험적으로 검증되어야 한다. 일단 물성치에 대해 예측값 또는 실험적인 보정값을 사용한다면, 남은 문제는 음향공의 형태, 크기, 위치, 개수에 대해 음향학적으로 최적화하는 과정이 수행되어야 한다. 일반적으로 로켓엔진 연소기에 적용하는 음향공의 형태는 구조/설계상의 문제로 전형적인 Helmholtz 또는 quater-wave 공명기와 달라질 수 있으며, 이 경우에는 일반적으로 사용되는 1차원 설계식의 효용성이 떨어지게 된다. 또한, 면적이 큰 공진기가 장착되는 경우에는 연소실의 공진주파수들이 바뀌기 때문에 음향공을 포함한 연소실의 음향학적 거동을 파악해야 한다. 따라서 본 연구에서는 기존에 개발된 3차원 선형음향해석코드를 사용하여 복잡한 형상의 음향공이 장착된 연소실 음향거동을 손쉽게 해석하고 음향공의 감쇠효과를 정량적으로 평가할 수 있는 기법을 확립하였다.

2 결 과

2.1 고전적 이론 음향해석

본 연구에서는 이론적으로 접근 가능한 단순한 모사 연소실에 대하여 상온 상압의 상태로 음향학적 연구를 수행하였다. 모사 연소실의 직

경은 380 mm, 길이는 400 mm으로 이 때의 제 1차 접선방향 음향모드의 공진주파수는 약 524 Hz이다. 여기에 장착되는 음향공은 총 12개로서 사각형의 단면으로 연소실과 연결되며, Fig. 1와 같이 orifice의 단면적과 길이는 각각 $S=165.8 \text{ mm}^2$, $l=20 \text{ mm}$, 음향공의 전체 체적 $V=64075 \text{ mm}^3$ 이다. 앞에서 언급한 고전적 방법을 통하여 음향공의 공진주파수와 음향 impedance를 평가할 수 있는데, 공진주파수는 윗 식에 의하여 약 540 Hz이며, 음향 impedance는 주파수에 따라 Fig. 2와 같다.

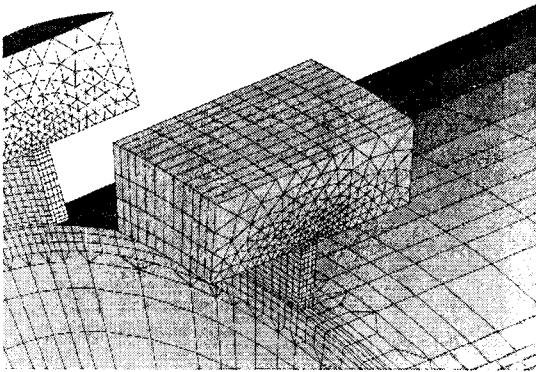


Fig. 1 Grid Configuration of Chamber and Acoustic Cavities

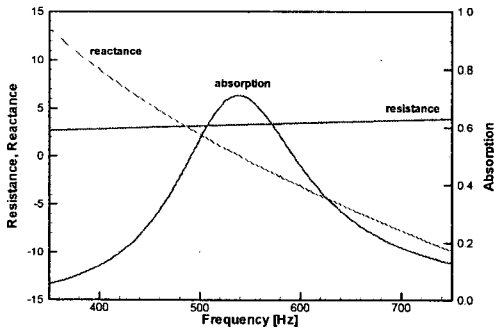


Fig. 2 Theoretical Acoustic Impedance and Absorption

여기서 음향 reactance의 경향이 참고문헌과 반대로 나타나는 것은 조화 가정(harmonic assumption)에 의해 나타나는 시간함수에 i 대신에 $-i$ 를 사용했기 때문이다. 본 연구에서 음향변

수는 다음과 같이 복소함수를 통해 표현된다.

$$p'(\mathbf{x}, t) = \text{Re}\{\tilde{P}(\mathbf{x}) \exp(-i\omega t)\}$$

$$u'(\mathbf{x}, t) = \text{Re}\{\tilde{U}(\mathbf{x}) \exp(-i\omega t)\}$$

2.2 선형 음향해석

앞서의 고전적인 방법이 유효하기 위해서는 대상 음향모드의 파장에 비하여 음향공의 기하학적 형상이 작다는 조건($k \cdot V^{1/3} \ll 1$)이 만족해야만 한다. 여기서 $k=2\pi f_0/c$ 인 파동수(wave number), V 는 음향공의 체적이다. 경우에 따라서는 이미 설계되어진 로켓엔진 전체 시스템의 기하학적인 문제나 제작상의 편의 등으로 인하여 음향공의 형상이 고전적인 형상과는 다른 다소 복잡한 모양을 가지게 되거나, 대상 음향모드의 파장 대비 기하학적 형상이 유한한 값을 가지게 되는 경우가 빈번하다. 따라서 고전적인 해석을 통한 음향공의 tuning 절차가 유효하지 않게 되고, 이론적으로 예측한 공진주파수와 실제 연소시험을 통하여 측정된 공진주파수가 달라져 원하는 음향학적 감쇠를 이루지 못하는 경우도 생긴다.

본 연구에서 대상으로 삼은 음향공의 경우, $k \cdot V^{1/3} \approx 0.388$ 로 이론적인 해석이 타당하기에는 제법 큰 값이다. 따라서 이 점을 보완하기 위하여 3차원의 음향해석이 필요하며, 이러한 특징은 FASTRAC 엔진의 개발과정에서도 언급된 바가 있다[7,8]. 본 연구에서는 비록 선형적이기는 하지만, 수치적으로 선형음향 해석을 수행하여 음향공에서의 음향학적 특성을 평가하여 기존의 고전적 접근 방법의 한계를 확립함과 동시에, 정량적인 설계 기법 절차를 확립하여 최종적인 tuning이 이루어질 수 있도록 하였다.

음향공 능력을 정량적으로 평가하는 방법 중에서 보편적 방법은 흡수계수 및 음향 컨덕턴스(conductance)를 통하는 것이다. 이러한 흡수계수나 컨덕턴스는 모두 음향장에서의 impedance를 통해 평가할 수 있는데, 음향 impedance는 아래와 같은 관계식으로 정의된다.

$$Z = \frac{\tilde{p}}{\tilde{u} \cdot \mathbf{n}} = \frac{\tilde{P}}{\tilde{U} \cdot \mathbf{n}}$$

음향 impedance를 결정하기 위해서는 음향속도를 알아야 한다. 파동방정식의 유도 과정에서 부터 평균속도가 없는 경우에는 아래와 같은 관계식이 성립한다.

$$\frac{\partial u'}{\partial t} = -\frac{1}{\rho} \nabla p'$$

앞서의 조화가정과 음향 impedance 식을 위 식에 대입하면 아래와 같은 식을 구하게 되며, 이 식을 이용하면 이미 계산된 음향압력의 구배로부터 음향속도장을 얻을 수 있다.

$$\tilde{U}(\mathbf{x}) = \frac{1}{i\rho\omega} \nabla \tilde{P}(\mathbf{x})$$

계산에 앞서 격자 의존성(grid-dependency)를 확인하였다. 음향압력 자체는 격자계에 큰 영향을 받지 않았지만, 음향속도는 음향압력의 구배를 통해 계산되므로 음향공의 impedance는 격자 밀집도에 따라 큰 편차를 나타내었다. 특히 음향공의 orifice 근처에서 급격하게 변하는 음향장을 잘 모사할 수 있어야 한다. 최종적으로 Fig. 1와 같이 orifice 근처에 가능한 한 많은 그리드를 분포시키고, 나머지 부분에서는 성긴 격자계를 구성하는 방식을 적용하였다.

음향 가진은 통상적으로 대부분의 음향 모드에 있어 배(anti-node)인 분사기면의 가장자리에 부여하였다. 하지만 통상 음향공은 분사기면의 가장자리에 설치되므로, 몇 개의 음향공에서는 가진점에 의해 음향장이 왜곡되는 문제가 발생하였다. 이에 대한 대안으로서 분사기면과 마찬가지로 대부분의 음향 모드에서 배(anti-node)인 노즐목의 가장자리를 가진점으로 선정하였다. 이는 노즐목에서 근사적으로 음향학적인 닫힌 경계조건이 만족되며, 음향공 주위를 왜곡시키지 않기 때문이다.

로켓엔진에서 음향해석을 통한 배플의 선정과 같은 기존의 연구[14,15]에서는 경계면에서의 흡수율(β)을 음향시험에서의 음향장과 맞춰서 결정하는 방식을 사용하였다. 이는 흡수율에 따라 감쇠 인자가 변화하기는 하지만, 감쇠인자의 비는

동일한 결과를 보이는 것으로 알려져 있기 때문이다. 따라서 감쇠인자비를 통한 음향 특성의 정량화는 타당성이 있었다. 그러나 배플과 달리 음향공의 경우에는 음향 impedance의 절대적 평가가 최적 tuning을 위하여 반드시 필요하므로, 흡수율의 절대값에 대한 고찰이 선행되어야만 가능하다. 본 연구에서는 유사한 모사 연소실을 채용한 상온의 음향시험에서의 결과[16]를 바탕으로 $\beta=0.002$ 로 설정하였다.

먼저 1개의 음향공을 장착한 연소실에서의 음향 응답을 살펴보았다. 음향 impedance를 이용하여 resistance와 reactance를 평가하면 Fig. 3과 같다. 고전적인 해석에 의하면 resistance는 가진 주파수에 선형적으로 비례하는 것으로 알려져 있으나, 본 연구에서의 결과는 약간 감소하거나 일정한 값을 보인다. 실험 결과[5]에서도 비교적 일정한 값을 보이고 있으므로 어느 정도 타당한 결과라고 여겨진다. 또 reactance는 고전적 결과와 정성적으로 동일한 결과를 보이고 있다.

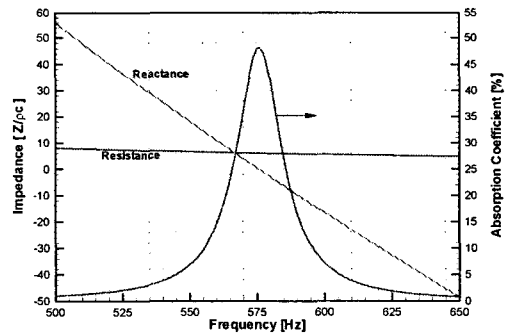


Fig. 3 Numerical Acoustic Impedance and Absorption

이를 바탕으로 흡수계수를 정량화해보면, reactance가 0이며 흡수계수가 최대가 되는 주파수는 576 Hz로 고전적 결과(540 Hz)와는 6.3%의 오차를 보인다. 이러한 차이를 보이는 이유는 orifice 주위에서의 음향학적 거동이 1차원적이지 않고 다차원적인 거동을 보이기 때문이다. 또한 이론적인 결과가 도출되기 위해 필요한 가정이 실제적인 음향공의 형상에서는 유효하지 않기 때문으로 보인다. 이러한 특성은 FASTRAC 엔진

에 적용된 음향공의 경우에서도 관찰된 바 있다 [7]. 이로부터 음향공에서의 정량적인 음향 감쇠의 평가를 위해서는 다차원의 음향 해석이 필요함을 다시 한번 확인할 수 있다.

또한 기존에 음향공의 공진주파수를 평가할 때 사용되었던 연소실과 음향공에서의 압력비 (P_{AC}/P_{ch})로부터 구한 공진주파수(515 Hz)와는 10.6%로서 제법 큰 차이를 보이는 것을 Fig. 4로부터 알 수 있다. 더구나 이론적으로 얻어지는 공진주파수와도 상당한 차이를 보이고 있으므로, 연소실과 음향공의 음압의 비로서 음향공의 공진주파수를 평가하는 것은 약간 무리가 있는 것으로 여겨진다.

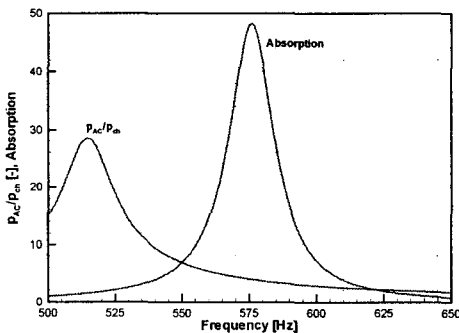


Fig. 4 Difference of Acoustic Pressure Ratio and Absorption Coefficient

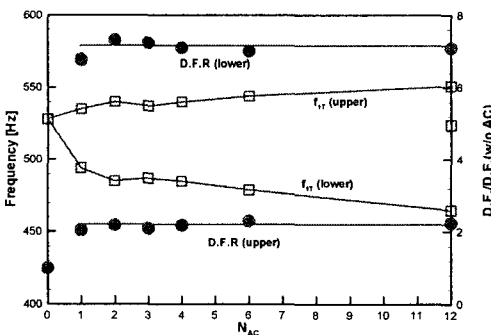


Fig. 5 Resonant Frequency and Damping Factor Ratio with Various Number of Acoustic Cavities

음향공이 설치되지 않은 모사 연소실에서는

528 Hz에서 1T 모드가 형성되며 그 진폭 또한 매우 크다. 여기서 음향공을 분사기면에 설치하면, 528 Hz를 중심으로 좌우에 1T 모드가 관측된다. 이러한 특성을 mode split이라고 하는데, 기존의 여러 문헌[4,12]에서 언급된 바 있다. 음향공이 설치된 경우 mode split과 더불어 연소실에서의 음압이 매우 감소하였음을 그림으로부터 알 수 있다. 이는 음향공이 연소실에서의 음향 섭동을 흡수하여 연소실에서의 섭동량은 감소시키고 음향공에서의 진폭은 증가시키는 역할을 충분히 수행하고 있음을 보여주는 결과이다.

음향공의 개수에 따른 mode split의 특성과 감쇠인자비의 경향을 Fig. 5에 도시하였다. 일단 음향공이 설치가 되면 뚜렷한 mode split이 생기고, 공진주파수는 추가되는 음향공의 체적만큼의 영향으로 그 변화가 관찰된다. 감쇠인자비는 음향공이 설치 유무에 따라 연소실은 음향학적으로 명확하게 다른 거동을 보인다. 하지만 음향공이 설치된 경우에는, 그 개수와 split된 음향모드에 상관없이 거의 일정한 값을 보이고 있다. 이러한 특성으로부터 음향공의 경우 감쇠인자비와 같은 인자로는 정량적인 음향공의 감쇠 능력의 극대화를 제대로 구현할 수 없을 것으로 여겨진다. 이에 따라 음향공의 최적 tuning에서 많이 이용되는 흡수계수 및 impedance에 대한 연구가 다시 한번 필요하다고 하겠다.

음향공 감쇠의 정량화를 위하여 흡수 계수와 conductance를 음향공의 개수에 따라 살펴보았다. Fig. 6에 보여지는 바와 같이, 흡수 계수는 음향공의 개수가 증가함에 따라 증가하다가 6개 일 경우 최대값을 보인다. 이후로는 개수가 증가함에 따라 오히려 감소하는 양상을 보인다. 이로부터 6개의 경우를 최적의 감쇠 조건(optimal damped)이라고 할 수 있으며, 6개보다 작은 경우에는 충분한 감쇠 능력을 보이지 못하는 조건(under-damped), 6개보다 많은 경우에는 과도하게 감쇠된 조건(over-damped)이라고 말할 수 있다. 이러한 경향은 기존의 결과와 정성적으로 동일한 결과이다[5].

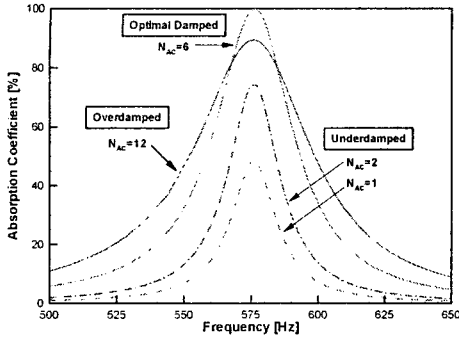


Fig. 6 Acoustic Absorption Characteristics showing under-, optimal-, over-damped conditions

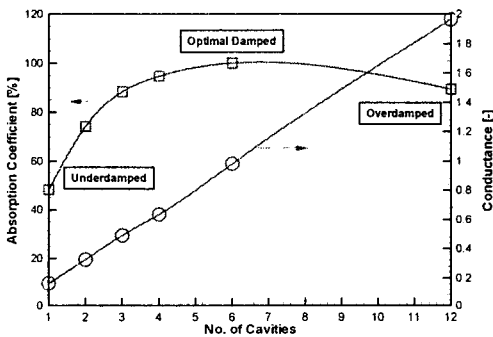


Fig. 7 Acoustic Impedance Characteristics with Various Number of Acoustic Cavities

이와는 달리 음향학적인 절대적인 능력이라고 할 수 있는 acoustic conductance의 경향은 Fig. 7과 같이 음향공의 개수가 증가함에 따라 계속적으로 증가한다. 일반적으로 음향공의 최적 tuning을 위해서는 흡수 계수를 100%로 만드는 것이 추천된다. 하지만 만일 흡수 계수를 100%로 구현하지 못할 경우에는 conductance를 최대로 하는 것이 최선이다. 본 연구에서의 결과를 바탕으로 한다면 최적의 tuning을 위한 음향공의 개수는 6개라고 하겠다.

여기서 음향공을 12개를 설치한 경우 각 음향공에서의 음향 impedance를 확인해 본 결과, 처음에는 음향장의 특성에 따라 anti-node에 설치된 음향공이 감쇠에 있어 큰 기여를 하고, node 근처에 설치된 음향공은 그 기여도가 작을 것이

라고 예상하였다. 하지만 모든 음향공이 설치 위치에 상관없이 동일한 impedance 특성을 보임을 확인할 수 있었고, 이러한 특성은 analytic approach로부터도 타당성을 검증할 수 있었다. 다시 말하면, 동일한 음향공이 설치된 경우에는 모든 음향공의 orifice에서의 impedance 값이 거의 일치함을 확인하였으며, 기존의 문헌[5]에서도 언급된 바가 있다.

이러한 특징은 매우 중요한 의미를 가진다고 하겠다. 흡수 계수(absorption coefficient), α 는 일반적으로 reactance가 0이 될 때 최대가 되므로, 최대값은 오직 resistance만으로 표현 가능하다. 여기서 음향공의 개수가 n 인 경우에는 고전적 이론 및 위 결과에서와 같이 specific resistance, $\bar{r}(n) = \bar{r}(1)/n$ 이 된다. 앞서 언급한 대로 음향학적인 해석이나 실험을 통하여 $\bar{r}(1)$ 은 얻어질 수 있으므로 결국 음향학적 흡수 계수는 음향공의 개수 n 에 의존하게 된다. 이는 음향공이 1개만 설치된 경우의 impedance를 제대로 측정한다면 개수의 효과는 얼마든지 유추가 가능하다는 결론에 이르게 된다. 만일 동일한 기하학적 형상의 음향공이 설치될 경우, 통상 음향공은 기하학적 형상으로부터 tuning할 주파수를 결정하고, 감쇠 능력과 효율을 극대화하기 위하여 개수를 조정한다. 이 때, 앞서 결정된 기하학적 형상을 가진 음향공을 하나만 설치하여 음향 impedance를 측정 또는 해석하게 되면, 그 값으로부터 최적의 tuning을 위한 음향공의 개수는 쉽게 얻어질 수 있다. 예를 들어 1개짜리의 음향공이 설치된 경우의 specific resistance가 6 정도이면, 흡수계수의 최대는 음향공이 6개 설치된 경우에 해당한다.

3. 결 론

로켓엔진에서의 고주파 연소불안정을 제어하기 위하여 널리 사용되는 음향공에 대하여, 음향공이 설치된 로켓엔진에서 3차원 선형 음향해석을 수행하여 음향공의 감쇠 능력을 정량화하고

자 하였다. 먼저 이상적인 음향공이 설치된 연소실에 대하여, 고전적인 설계식으로부터의 공진주파수, 연소실과 음향공의 음향 압력의 비에 의한 공진주파수, 선형 음향해석에서의 공진주파수를 각각 비교하였다. 선형음향해석에 의한 공진주파수는 상온에서 고전적 이론에 의한 공진주파수와 약 6%, 압력 비에 의한 결과와는 약 10%의 차이를 보임을 확인하였다. 고전적 이론은 적용되는 음향공의 기하학적 형상에 의하여 오차를 포함할 수 있음을 알 수 있었고, 압력 비로부터 공진주파수를 평가하는 것은 상당히 잘못된 방법임을 확인할 수 있었다.

감쇠 능력의 정량화를 위하여 음향장의 압력과 속도의 비인 acoustic impedance를 도입하여 흡수계수와 conductance를 도출하였다. 음향공의 개수에 따른 acoustic impedance 특성을 살펴보고, 본 연구의 결과가 기존의 결과와 정량적으로 유사함을 확인하였다. 따라서 acoustic impedance를 통한 음향공의 최적 동조 설계 절차가 타당함을 알 수 있었다. 보다 완벽한 동조 설계를 위해서는 음향공의 orifice에서의 점성 소산을 제대로 모사하여야 하며, 현 단계에서는 음향 시험에서의 결과로부터 도출하는 것이 적절할 것으로 생각된다.

기하학적으로 동일한 음향공이 여러 개 설치된 연소실에서는 음향장의 특성과는 상관없이 각각의 음향공이 동일한 acoustic impedance 특성을 보임을 확인하였다. 이러한 특성으로부터 최적의 음향공의 개수를 판정하는 것은 하나의 음향공의 acoustic impedance를 제대로 정량화하여 가능하다.

이로써 acoustic impedance를 도입하여 음향공의 최적 동조를 위한 설계 절차를 확립하였다. 앞으로는 실제 음향공을 장착했던 실물 연소기에 대하여 연소조건에서의 음향해석을 통하여 그 타당성을 계속 검증해나갈 것이다.

참 고 문 헌

1. Harrje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
2. NASA, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113, 1974.
3. Oefelein, J. C. and Yang, V., "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 5, 1993, pp. 657~677.
4. Natanzon, M. S., Combustion Instability, (Natanzon, M. S. and Culick, F. E. C., eds), 1996.
5. Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preklik, D., "Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities," in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 377~399.
6. Oberg, C. L., "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, No. 12, 1971, pp. 1220~1225.
7. Rocker, M. and Nesman, T. E., "Elimination of High-Frequency Combustion Instability in the Fastrac Engine Thrust Chamber," The Tenth Annual Symposium of the Penn State University Propulsion Engineering Research Center, 1998, pp. 9~17.
8. Christensen, E. and Nesman, T., "Fastrac Rocket Engine Combustion Chamber Acoustic Cavities," The Tenth Annual Symposium of the Penn State University Propulsion Engineering Research Center, 1998, pp. 18~23.
9. McGough, C. B., McBride, J. M., and Hewitt, R. A., "Acoustic Liner Feasibility

- Program," NASA CR-111405, 1970.
10. Morse, P. M. and Ingard, K. U., *Theoretical Acoustics*, 1st ed., Princeton Univ. Press, 1968.
 11. 이병호, *음향학*, 민음사, 1999.
 12. 손채훈, 김영목, "음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 해석," *한국항공우주학회지*, 제 30권, 제 4호, 2002, pp. 28~37.
 13. 박이선, 손채훈, "음향공명기가 장착된 가스 터빈 연소실의 음향장 해석," *대한기계학회 논문집(B)*, v. 29, No. 1, pp. 95-102, 2005.
 14. 고영성, 이광진, 김홍집, "액체로켓엔진 연소실에서의 상온 음향 시험," *대한기계학회 논문집(B)*, v. 28, No. 1, pp. 145-152, 2004.
 15. 김홍집, 김성구, 설우석, "액체로켓엔진에서 음향해석을 통한 허브-블레이드 배플 형상의 최적화," *대한기계학회논문집(B)*, v. 28, No. 8, pp. 945-952, 2004.
 16. 김홍집, 이광진, "분사기형 배플의 설치간극에 따른 음향학적 감쇠 특성을 위한 음향시험," KARI-REG-TM-2004-009-v.1-rev.1, 2004.