

〈 논문 〉

로켓연소실에서 음향공의 음향학적 감쇠에 대한 정량적 고찰

김 홍 집* · 김 성 구*

(2005년 6월 13일 접수, 2005년 12월 5일 심사완료)

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

Hong Jip Kim and Seong-Ku Kim

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

Abstract

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

1. 서 론

로켓엔진이나 가스터빈 연소기에서의 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.⁽¹⁻³⁾ 이러한 원치 않는 현상을 제어하기 위하여 오랜 기간 다양한 방법이 시도되어 왔으나, 완벽한 해결책이 제시되고 있지는 않다. 로켓엔

진에만 국한시켜보면, 고주파 연소불안정에 대한 해결책으로서 수동적/능동적 방법이 제시되고 있으며, 현재까지는 수동적 제어방법이 대세를 이루고 있다. 수동제어기구로서 대표적인 것은 음향공과 배플을 들 수 있다. 배플을 설치하기 위해서는 분사기면이 수정되거나 고온/고압에서 견디기 위하여 별도의 냉각시스템이 필요하므로, 전체적인 시스템의 변화가 수반되기도 한다. 반면에 음향공은 분사기면이나 전체 시스템의 변화 없이 설치 가능하며, 배플에서와 같은 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. 기존의 실험 결과에 의하면 대체적으로 orifice의 길이가

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 연소기그룹
E-mail : khongjip@kari.rc.kr
TEL : (042)860-2814 FAX : (042)860-2602

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

15mm 정도까지는 온도의 변화가 극심한 것으로 알려져 있으며, 그 이후로 30mm까지는 거의 균일한 온도를 보이는 것으로 나타났다.⁽⁵⁾ 대략 음향공 내부의 온도가 연소실 온도의 1/4~1/3 정도로 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 단면적이 매우 중요한 인자로서, 경험적으로 최소한 연소실 단면적의 4% 정도는 되어야 음향학적 감쇠 능력을 발휘할 수 있다고 한다.⁽⁹⁾ 최근의 연구를 살펴보면 그 값이 10~20%로 높게 설정한 자료도 있다.^(7,8) 하지만 다른 여러 요인을 고려해 볼 때, 이렇게 높은 값을 적용하기에는 경우에 따라 불가능할 수 있다. 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 야기할 수도 있다.

효과적인 음향공을 설계하는 과정은 음향공내 물성치를 결정해야 하는 어려움과 실제 음향공 체적이 갖게 되는 3차원적 형태의 복잡성에 의해 일반적으로 시행착오 방법(trial-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 quarter-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 3차원 선형음향해석코드를 사용하여 복잡한 형상

의 음향공이 장착된 연소실 음향거동을 손쉽게 해석하고 음향공의 감쇠효과를 정량적으로 평가할 수 있는 기법을 확립하였다. 이때, 검증과정을 명확히 하기 위해 일반적 형태의 Helmholtz 공명기를 선정하였으며 연소실 및 음향공 내의 조건은 상온 상압의 비연소 조건으로 한정하였다.

2. 고전적인 음향공 설계

음향공은 대상에 대하여 상대적으로 작은 체적을 가지는 공간을 연결시켜, 소음을 저감시키거나 소리를 증폭시키는 것을 주목적으로 한다. 이러한 음향공의 목적을 이루기 위해서는 이에 대한 공진주파수 및 소리의 감쇠/증폭에 대한 고찰이 선행되어야 한다. 일반적으로 음향공의 고전적인 설계 방법에서는 Fig. 1에 보여지는 바와 같이, 대상과 orifice를 통하여 연결된 음향공을 mass-spring-dashpot 시스템으로 묘사하여 1차원적으로 해석하며 이 때의 음향공에서의 동조주파수는 $f_o = c/2\pi \sqrt{S/V(\ell + \Delta\ell)}$ 이다.^(5,10,11) 단, 대상으로 삼은 음향학적 거동의 파장에 비하여 음향공의 기하학적 형상이 매우 작아야 한다.

음향공의 공진주파수와 더불어, 음향학적 감쇠 능력은 통상적으로 acoustic impedance를 통하여 정량화할 수 있으며, 이것으로부터 흡수계수(absorption coefficient), conductance 등을 구할 수 있다. Acoustic impedance는 경계면에서의 음향파의 거동을 나타낸다. 이는 일반적으로 경계면의 성질과 파동의 주파수 등에 의존하며, 또한 음향공의 기하학적 형상과 기계적인 물성에 의해 결정된다. Acoustic impedance를 수식화하면 $Z = R + iX$ 로서, 실수부는 resistance, 허수부는 reactance이다. Resistance는 공명기의 orifice 내에서의 유체 진동에 의해 발생하는 에너지 소산을 통하여 소비를 유발한다. 반면에 reactance는 파동

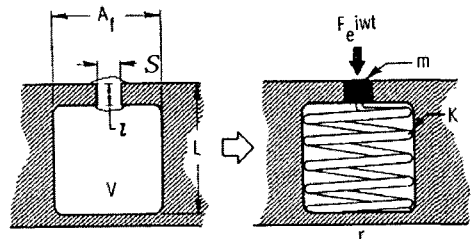


Fig. 1 Mechanical analogy of acoustic resonator

에 대한 매질의 반작용을 의미하며, 유체의 강성과 연관이 있으나 실제적으로 에너지 소비와는 관련이 없다.^(1,5,10,11)

Acoustic resistance는 oscillation에 의해 소리로서 주위로 방사되는 energy 소산(R_r)과 orifice의 벽에서 생기는 점성 효과(R_i)로 나눌 수 있다. 점성 효과는 음향 속도의 제곱에 비례하지만, 이상 유체에서는 방사손실이 100%이다. 일반적으로 R_r 는 덕트와 연결된 음향공의 경우에는 무시할 수 있다고 알려져 있다.^(5,10) 음향공에서의 acoustic resistance와 reactance는 아래와 같이 표시된다.

$$R_i = 4(\epsilon_\ell + \epsilon_{ne} + \ell/d) \sqrt{\nu \rho \pi} f \quad (1)$$

$$\chi = 2\pi f \rho (\ell + \Delta \ell) [1 - (f_o/f)^2] \quad (2)$$

여기서 $\epsilon = \epsilon_\ell + \epsilon_{ne}$ 은 orifice 벽면에 의해 결정되는 선형 저항계수(ϵ_ℓ)와 고 음압 영역에서의 비선형 계수(ϵ_{ne}), ℓ 과 d 는 orifice의 길이와 수력직경, ν 는 동점성계수, ρ 는 밀도이다. 여기서 한가지 주목할만한 점은 acoustic impedance는 음향장에서의 특성에는 관계없이 기하학적 형상, 유체의 물성과 주파수에 의존한다는 점이다.

실제 로켓엔진의 연소실에는 여러 개(n)의 음향공이 설치되게 되는데, 평균 impedance, Z 는 연소실의 단면적(A_{ch})에 대하여 다음과 같다.

$$Z = \left(\frac{1}{A_{ch}} \sum_{i=1}^n \frac{S_i}{Z_i} \right)^{-1} \quad (3)$$

이때, 채택된 음향공이 모두 다 기하학적으로 동일하다면,

$$Z = \left(\frac{1}{A_{ch}} \frac{n S_{ac}}{Z_{ac}} \right)^{-1} = Z_{ac} \frac{1}{n} \left(\frac{A_{ch}}{S_{ac}} \right) = r + ix \quad (4)$$

이를 이용하면 absorption coefficient, α 와 conductance, ξ 는 연소실에서의 밀도(ρ)와 음속(c)을 이용하여 아래와 같이 표현된다.^(5,10)

$$\alpha = \frac{4r/\rho c}{[(1+r/\rho c)^2 + (x/\rho c)^2]} \quad (5)$$

$$\xi = \frac{r/\rho c}{[(r/\rho c)^2 + (x/\rho c)^2]} \quad (6)$$

최적의 음향공 tuning을 위해서는 흡수계수를 100%에 가깝게 만들거나, conductance를 최대로 하면 된다.⁽⁵⁾ 흡수계수를 100%로 하는 것은 효율을 최대로 하는 것이며, conductance를 최대로 하는 방법은 효율이 떨어지더라도 최대의 출력을

얻게 만드는 것과 같은 개념이다. 경우에 따라서는 효율이 높더라도 자체의 능력이 원하는 수준에 맞지 않을 수도 있으며, 효율이 낮더라도 절대적인 능력이 높아져서 목적을 이룰 수 있기도 하다. 따라서 두 가지 개념을 항상 같이 비교하여 상황에 맞는 최선의 해결책을 얻는 것이 필요하다. 일반적으로 연소 조건 하에서의 물성치를 고려하여 위와 같은 해석적인 방법을 통하여 음향공의 예비설계를 수행하게 되고, 연소시험을 통하여 최종적인 검증 과정을 거치게 된다.

기존에 국내에서 행해진 음향공에 대한 정량적인 연구에서는 음향공에서의 물성치 변화에 따른 공진주파수 변화 및 이를 통한 tuning에 대하여 연구하였고, 감쇠인자 비를 통하여 음향공의 능력을 정량화하였다.⁽¹²⁻¹⁴⁾ 이는 조금 독특한 방법이기는 하지만, 전통적인 음향공의 감쇠 tuning 방법과는 약간 다르다. 따라서 본 연구에서는 전형적인 방법으로, 흡수계수를 통한 fine tuning 방법을 처음 시도해보았다.

3. 결과 및 토의

3.1 고전적 음향공 분석

본 연구에서는 이론적으로 접근 가능한 단순한 모사 연소실에 대하여 상온 상압의 상태로 음향학적 연구를 수행하였다. 모사 연소실의 직경은 380mm, 길이는 400mm으로 이 때의 제 1차 접선 방향 음향모드의 공진주파수는 약 524Hz이다. 여기에 장착되는 음향공은 총 12개로서 사각형의 단면으로 연소실과 연결되며, orifice의 단면적과 길이는 각각 $S=165.8\text{mm}^2$, $\ell=20\text{mm}$, 음향공의 전체 체적 $V=64075\text{mm}^3$ 이다. 식 (1)~(6)을 이용하여 음향공의 공진주파수와 음향 impedance를 평가할 수 있는데, 공진주파수는 약 540Hz이며, 음향 impedance는 주파수에 따라 Fig. 2와 같다.

여기서 음향 reactance의 경향이 기존결과⁽⁵⁾와 반대로 나타나는 것은 조화 가정에 의해 나타나는 시간함수에 i 대신에 $-i$ 를 사용했기 때문이다. 본 연구에서 음향변수는 다음과 같이 복소함수를 통해 표현된다.

$$p'(x, t) = \text{Re} \{ \bar{P}(x) \exp(-i\omega t) \} \quad (7)$$

$$u'(x, t) = \text{Re} \{ \bar{U}(x) \exp(-i\omega t) \} \quad (8)$$

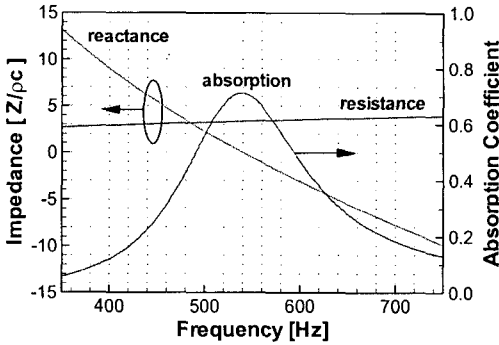


Fig. 2 Theoretical acoustic impedance and absorption

3.2 선형 음향 해석

본 연구에서 사용된 음향 해석 기법은 이전 연구^(15,16)를 통해 자세히 검증되었으며, 유동장이 고려된 엄밀해,⁽¹⁷⁾ ANSYS 해석 결과,⁽¹⁸⁻²⁰⁾ 그리고 상온에서의 음향 시험결과⁽²¹⁾와의 비교하여 신뢰할 수 있는 예측 성능을 나타내었으므로 이를 음향공 해석에 적용하였다.

고전적인 해석이 유효하기 위해서는 음향모드의 파장에 비하여 음향공의 기하학적 형상이 작아야 한다($k \cdot V^{1/3} \ll 1$). 여기서 $k = 2\pi f_0/c$ 인 파동수 (wave number), V 는 음향공의 체적이다. 경우에 따라서는 설계되어진 연소기의 기하학적인 문제나 제작 편의 등으로 인하여 음향공이 고전적인 형상과는 다른 복잡한 모양을 가지게 되거나, 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 연소 시험을 통하여 계측된 공진주파수가 달라져, 음향학적 동조를 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. 이를 보완하기 위하여 3차원의 음향해석이 필요하며, 이러한 양상은 FASTRAC 엔진의 개발과정에서도 언급된 바가 있다.^(7,8) 본 연구에서는 비록 선형적이기는 하지만, 선형음향 해석을 수행하여 음향공에서의 음향학적 특성을 평가하여 기존의 고전적 접근 방법의 한계를 확인함과 동시에, 정량적인 설계 기법 절차를 확립하여 최종적인 tuning이 이루어질 수 있도록 하였다.

음향공 능력을 정량적으로 평가하는 방법 중에

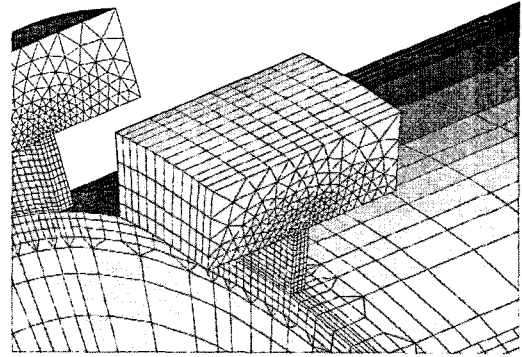


Fig. 3 Grid configuration of present study

서 보편적 방법은 흡수계수 및 음향 conductance를 통하는 것이다. 이것들은 모두 아래와 같이 정의되는 impedance를 통해 평가할 수 있다.

$$Z = \frac{\bar{p}}{\bar{u} \cdot \bar{n}} = \frac{\bar{P}}{\bar{U} \cdot \bar{n}} \tag{9}$$

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

$$\frac{\partial \mathbf{u}'}{\partial t} = -\frac{1}{\rho} \nabla p' \tag{10}$$

앞서의 식 (7)-(8)과 식 (9)를 위 식에 대입하면 아래와 같으며, 이로부터 음향압력의 구배로부터 음향속도장을 얻을 수 있다.

$$\bar{U}(\mathbf{x}) = \frac{1}{i\rho\omega} \nabla \bar{P}(\mathbf{x}) \tag{11}$$

계산에 앞서 격자 의존성(grid-dependency)을 확인하였다. 음향압력 자체는 격자계에 큰 영향을 받지 않았지만, 음향속도는 음향압력의 구배를 통해 계산되므로 음향공의 impedance는 격자 밀집도에 따라 큰 편차를 나타내었다. 따라서 음향공의 orifice 근처에서 급격하게 변하는 음향장을 잘 모사할 수 있어야 한다. 최종적으로 Fig. 3과 같이 orifice 근처에 가능한 한 많은 격자를, 나머지 부분에서는 성기계 구성하였다.

통상 음향공은 분사기면의 가장자리에 설치되므로, 음향 가진을 분사기면에 부여하면 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 음향학적

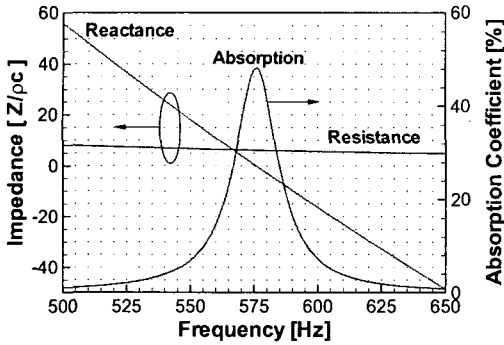


Fig. 4 Acoustic impedance and absorption in 1 cavity

인 닫힌 경계조건이 만족되며, 음향공 주위의 음향장을 왜곡시키지 않기 때문이다.

로켓엔진에서 음향해석을 통한 배플의 선정과 같은 기존의 연구^(16,21)에서는 경계면에서의 흡수율(β)을 음향시험에서의 음향장과 맞춰서 결정하는 방식을 사용하였다. 이는 흡수율에 따라 감쇠인자가 변화하기는 하지만 감쇠인자의 비는 동일한 결과를 보이기 때문이며, 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. 극단적인 경우로서 흡수율이 0인 경우에 대해서는 모든 음향장이 벽을 통하여 100% 반사되기 때문에 점성에 의한 소산이 전혀 일어나지 않아, resistance가 0이 되는 것을 확인하였다. 이는 로켓엔진에 설치되는 음향공의 경우처럼 일종의 duct에 연결된 resonator에서는 방사 소산(radiative dissipation)이 발생하지 않는다는 것을 의미한다. 이러한 특성은 Morse와 Ingard^(5,10)에 의해서 언급된 바가 있다. 따라서 핵심은 점성 소산에 의한 resistance를 제대로 평가하는 것으로 귀결된다.

또한 위의 결과로부터 현재의 음향해석으로는 반동부(reactivity)는 제대로 평가하는 것으로 보인다. 비록 음향공의 미세 동조를 위해서 resistance의 정량적인 평가가 필요하긴 하나, 동조 주파수는 반동부가 0이 될 때 얻어지므로 본 연구에서 적용한 방법이 유효하다고 하겠다.

하지만 현재의 선형 음향해석에서는 절대적인 흡수율을 제대로 모사할 수는 없다. 이는 선형 해석에 사용되는 파동방정식은 모든 음향장은

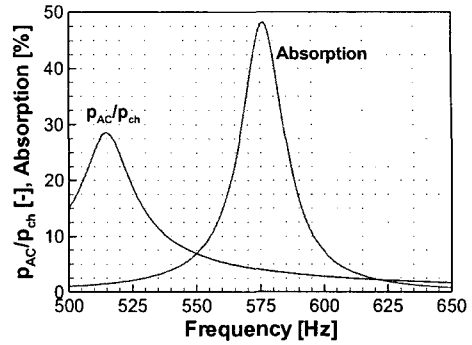


Fig. 5 Difference of tuning frequency in cavity

isentropic하다는 가정을 통하여 유도되기 때문이다. 점성을 제대로 모사하기 위해서는 아예 접근 방식이 다른, Navier-Stokes 방정식을 통하여 고찰하여야 하며, 이러한 접근은 또 다른 연구 주제이므로 이에 대한 모델링은 본 연구의 범위가 아닌 것으로 판단된다. 본 연구에서는 유사한 모사 연소실을 채용한 상온의 음향시험에서의 결과⁽²²⁾를 바탕으로 $\beta = 0.002$ 로 설정하였다.

먼저 1개의 음향공을 장착한 연소실에서의 음향 응답을 살펴보았다. 음향 impedance를 이용하여 resistance와 reactance를 평가하면 Fig. 4와 같다. 이는 실험 결과⁽⁵⁾와도 정성적으로 일치하므로 어느 정도 타당한 결과라고 여겨진다.

이를 바탕으로 흡수계수를 정량화해보면, reactance가 0이며 흡수계수가 최대가 되는 주파수는 576Hz로 고전적 결과(540Hz)와는 약 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($k \cdot V^{1/3} \approx 0.388$). 이러한 특성은 FASTRAC 엔진에 적용된 음향공의 경우에서도 관찰된 바 있다.⁽⁷⁾ 이로부터 음향공에서의 정량적인 음향 감쇠의 평가를 위해서는 다차원의 음향해석이 필요함을 다시 한번 확인할 수 있다. 또한 기존에 음향공의 공진주파수를 평가할 때 사용되었던 연소실과 음향공에서의 압력비⁽¹²⁾로부터 구한 공진주파수(515Hz)와는 약 10.6%로서 제법 큰 차이를 보이는 것을 Fig. 5로부터 알 수 있다. 더구나 이 값은 고전적으로 얻어지는 공진주파수와도 상당한 차이를 보이고 있으므로, 이렇게 음

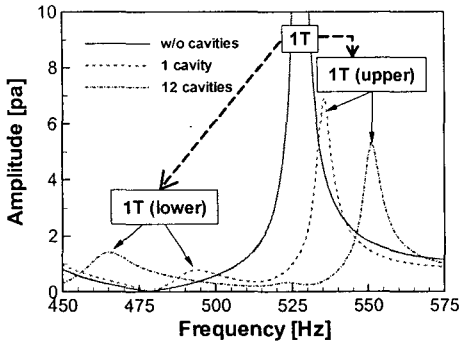


Fig. 6 Mode split of the first tangential mode

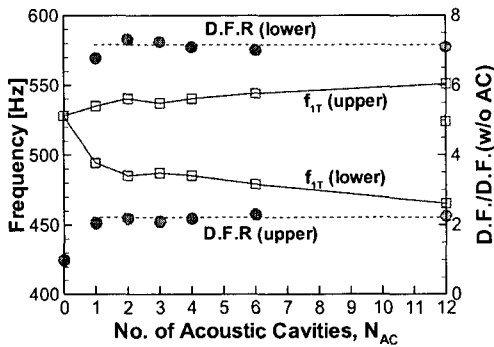


Fig. 7 Resonant frequency and damping factor ratio(D.F.R.) with various number of acoustic cavities

향공의 공진주파수를 평가하는 것은 약간 무리가 있는 것으로 여겨진다.

음향공이 설치되지 않은 모사 연소실에서는 528Hz에서 1T 모드가 형성되며 그 진폭 또한 매우 크다. 여기서 음향공을 분사기면에 설치하면, Fig. 6에서 보여지듯이 528Hz를 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 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. 7에 도시하였다. 일단 음향공이 설치가 되면 뚜렷한 mode split이 생기고, 공진주파수는 추가되는 음향공의 체적만큼의 영향으로 그 변화가 관찰된다. 특히 음향공의 설치

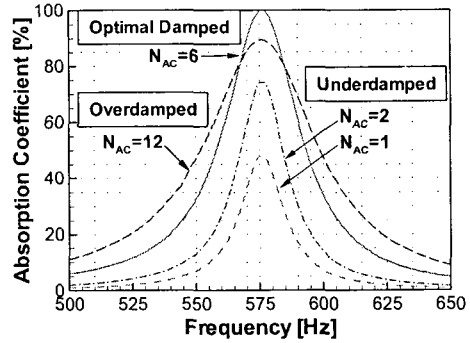


Fig. 8 Acoustic absorption characteristics showing under-, optimal-, over-damped conditions

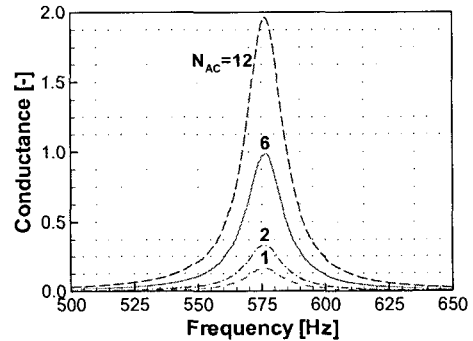


Fig. 9 Acoustic conductance characteristics

유무에 따라서, 연소실에서의 감쇠인자비는 음향학적으로 명확하게 다른 거동을 보인다. 그러나 일단 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. 8과 같이, 흡수 계수는 음향공의 개수가 증가함에 따라 증가하다가 6개일 경우 최대값을 보이며 이후로는 개수가 증가함에 따라 오히려 감소하는 양상을 보인다. 이로부터 6개의 경우를 최적의 감쇠 조건(optimal damped)이라고 할 수 있으며, 이보다 작은 경우에는 충분한 감쇠 능력을 얻지 못하는 조건(under-damped), 6개보다 많

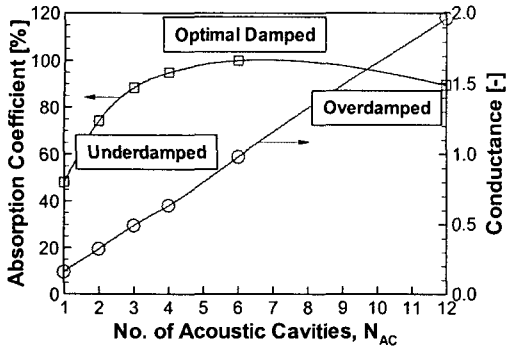


Fig. 10 Acoustic impedance characteristics with various number of acoustic cavities

은 경우에는 과도하게 감쇠된 조건(over-damped)이라고 말할 수 있다. 이러한 경향은 기존의 결과와 정성적으로 동일한 결과이다.⁽⁵⁾

이와는 달리 음향학적인 절대적인 능력이라고 할 수 있는 acoustic conductance는 Fig. 9와 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.^(5,9) 본 연구에서의 결과를 바탕으로 한다면 최적의 tuning을 위한 음향공의 개수는 6개라고 하겠다. 이러한 경향은 Fig. 10에서도 파악할 수 있다.

여기서 음향공을 12개를 설치한 경우 각 음향공에서의 음향 impedance를 확인해보았다. 처음에는 음향장의 특성에 따라 anti-node에 설치된 음향공이 감쇠에 있어 큰 기여를 하고, node 근처에 설치된 음향공은 그 기여도가 작을 것이라고 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 음향공 orifice에서의 impedance 값이 거의 일치함을 알 수 있었고, 이러한 특성은 기존의 문헌⁽⁶⁾에서도 언급된 바가 있다. 이는 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 고

전적 이론 및 위 결과에서와 같이 specific resistance, $\tilde{r}(n) = \tilde{r}(1)/n$ 이 된다. 앞서 언급한 대로 음향학적인 해석이나 실험을 통하여 $\tilde{r}(1)$ 은 얻어지므로 결국 음향학적 흡수 계수는 음향공의 개수 n 에 의존하게 된다.

$$\alpha = \frac{4\tilde{r}(1)/n}{(1 + \tilde{r}(1)/n)^2} = \frac{4\tilde{r}(1)}{n + 2\tilde{r}(1) + \tilde{r}(1)^2/n}$$

따라서 분모가 최소가 되면, 즉 $n = \tilde{r}(1)$ 일 때 흡수 계수는 최대(100%)가 된다. 이는 음향공이 1개만 설치된 경우의 impedance를 제대로 측정한다면 개수의 효과는 얼마든지 유추 가능함을 의미한다. 만일 동일한 기하학적 형상의 음향공이 설치될 경우, 통상 음향공은 기하학적 형상으로부터 tuning할 주파수를 결정하고, 감쇠 능력과 효율을 극대화하기 위하여 개수를 조정한다. 이때, 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 resistance($\tilde{r}(1) = R/\rho c$)가 6정도이면, 흡수계수의 최대는 음향공이 6개 설치된 경우에 해당한다.

4. 결 론

로켓엔진에서의 고주파 연소불안정을 제어하기 위하여 널리 사용되는 음향공에 대하여, 음향공이 설치된 로켓엔진에서 3차원 선형 음향해석을 수행하여 음향공의 감쇠 능력을 정량화하고자 하였다. 먼저 이상적인 음향공이 설치된 연소실에 대하여, 고전적인 설계식으로 부터의 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 음향압력과 속도의 비인 acoustic impedance를 도입하여 흡수계수

와 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 정량화함으로써 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.

후 기

본 연구는 과학기술부의 '소형위성발사체 (KSLV-I) 개발사업' 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) NASA, 1974, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," *NASA SP-8113*.
- (3) Oefelein, J. C. and Yang, V., 1993, "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 5, pp. 657~677.
- (4) Natanzon, M. S., 1996, Combustion Instability, (Natanzon, M. S. and Culick, F. E. C., eds).
- (5) Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R. and Preklik, D., 1995, "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, pp. 377~399.
- (6) Oberg, C. L., 1971, "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8, No. 12, pp. 1220~1225.
- (7) Rocker, M. and Nesman, T. E., 1998, "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*, pp. 9~17.
- (8) Christensen, E. and Nesman, T., 1998, "Fastrac Rocket Engine Combustion Chamber Acoustic Cavities," *The Tenth Annual Symposium of the Penn State University Propulsion Engineering Research Center*, pp. 18~23.
- (9) McGough, C. B., McBride, J. M. and Hewitt, R. A., 1970, "Acoustic Liner Feasibility Program," *NASA CR-111405*.
- (10) Morse, P. M. and Ingard, K. U., 1968, *Theoretical Acoustics*, 1st ed., Princeton Univ. Press.
- (11) Lee, B. H., 1999, *Acoustics*, Minum Inc..
- (12) Sohn, C. H. and 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.
- (13) Park, I. S. and Sohn, C. H., 2005, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Gas Turbine Combustor with Acoustic Resonator," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 1, pp. 95~102.
- (14) Sohn, C. H. and Cho, H. C., 2004, "Numerical Analysis of Acoustic Characteristics in Gas Turbine Combustor with Spatial Non-homogeneity," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 18, No. 8, pp. 1461~1469.
- (15) Kim, S.-K., Kim, H. J. and Sohn, C. H., 2004, "Development of Analysis Code for Evaluation of Acoustic Stability of Rocket Engine

- Combustor with Various Designs," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 6, pp. 110~116.
- (16) Kim, H. J., Kim, S.-K. and Seol, W. S., 2004, "Acoustic Analysis for Design Optimization of Hub-Blade Baffle in Liquid Rocket Engine," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 28, No. 8, pp. 945~952.
- (17) Tsuji, T., Tsuchiya, T. and Kagawa, Y., 2002, "Finite Element and Boundary Element Modelling for the Acoustic Wave Transmission in Mean Flow Medium," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 255, pp. 849~866.
- (18) Sohn, C. H., 2002, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Baffled Combustion Chambers," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 26, No. 7, pp. 966~975.
- (19) Sohn, C. H., Kim, S. K. and Kim, Y. M., 2004, "Effects of Various Baffle Designs on Acoustic Characteristics in Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 145~152.
- (20) Kim, S.-K., Sohn, C. H. and Kim, H. J., 2004, "Acoustic Analysis of LRE Combustion Chamber with Various 5-Blade Baffles Under Non-Reacting Condition," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 2, pp. 74~81.
- (21) Ko, Y. S., Lee, K. J. and Kim, H. J., 2004, "Acoustic Tests on Atmospheric Condition in a Liquid Rocket Engine Chamber," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 28, No. 1, pp. 16~23.
- (22) Kim, H. J., Lee, K. J., Yoo, D. K. and Choi, H. S., 2005, "Acoustic Tests for the Damping Characteristics of Gap in Baffled Injectors," *Proceedings of 2005 Acoustical Society of Korea Spring Conference*, pp. 67~70.