

FASTRAC 연소기에서 음향공을 이용한 연소불안정 제어 사례 연구

김홍집*[†] · 김성구**

Case Study on Combustion Stabilization in FASTRAC combustor using Acoustic Cavities

Hongjip Kim*[†] · Seong-Ku Kim**

ABSTRACT

3-D linear acoustic analysis has been performed to elucidate damping characteristics of large Helmholtz acoustic cavities in FASTRAC combustor. Acoustic impedance concept has been introduced to quantify combustion stabilization capacity. For a given acoustic cavity, sonic velocity in cavity to achieve an optimal tuning has been determined and satisfactory agreement with the previous results has been obtained. Feasible estimation of sonic velocity in acoustic cavity has been devised. Results show similar trends without significant deviations, which can be used in the procedure of design and verification of acoustic cavity. From the satisfactory results, investigation of other combustors with acoustic cavities which have shown combustion instabilities will be done as future works.

초 록

연소시험을 통한 성공/실패 사례가 있는 FASTRAC 연소기에 대해, 효율성이 검증된 3차원 선형 음향해석을 수행하여 음향공의 물성치 변화에 따른 감쇠 특성을 파악하였다. 음향공의 동조주파수와 감쇠능력을 정량화하기 위해 acoustic impedance 개념을 도입하였다. 기하학적 형상이 주어진 상태에서, 음향공 내부의 음속 변화에 따라 최적의 동조가 가능한 음속을 파악하였다. 최적의 동조가 이루어지기 위한 음향공 내부의 음속 예측 방법을 제시하였다. 이를 통하여 여러 기하학적 형상을 가지는 음향공에 대하여 적용하여 감쇠능력을 정량화함으로써 연소안정성의 확보 여부에 대한 검토가 가능할 것이며, 안정성이 확보되지 못한 경우에 대해서는 그 이유를 명확하게 규명할 수 있을 것이다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Acoustic Cavity(음향공), Resonant Frequency(공진주파수), Acoustic Impedance(음향 임피던스), Absorption Coefficient(흡수계수), Acoustic Conductance(음향 컨덕턴스), Sonic Velocity(음속)

* 충남대학교 기계공학과

** 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: khongjip@cnu.ac.kr

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, 엔진 연소실 또는 분사기면으로의 과도한 열전달이나 충격파가 발생하여 열/구조적 건전성을 상실하는 경우가 허다하다[1-5]. 이러한 연소불안정 현상을 제어하기 위하여 오랜 기간 다양한 방법이 시도되고 있다.

고주파 연소불안정에 대한 해결책으로서 수동/능동적 방법이 제시되고 있으며, 수동제어기구로서 대표적인 것은 음향공(acoustic cavity)과 배플(baffle)을 들 수 있다. 음향공은 분사기면이나 전체 시스템의 변화 없이 분사기면의 가장자리나 연소실의 외벽에 설치 가능하지만, 배플에 비하여 최적의 동조(tuning)를 위하여 세심한 설계가 필요하다. 최적으로 동조된 음향공은 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 음속이 중요하므로 온도와 화학적 조성 등과 같은 물성치들이 정확하게 얻어져야만 한다. 기존의 실험 결과에 의하면 대체적으로 orifice의 길이가 15 mm 정도까지는 온도의 변화가 극심한 것으로 알려져 있으며, 그 이후로 30 mm까지는 거의 균일한 것으로 나타났다[5]. 이러한 특성을 기반으로, 초기 설계단계에서 대략 음향공 내부의 온도가 연소실 온도의 1/4~1/3정도로 예측하거나, 음향공 내부의 음속을 연소실에서의 음속의 1/2로 가정하기도 한다[7,8]. 바꿔 말하면, 이러한 예측 방법은 음향공 내부의 물성치 평가가 매우 어려움과 동시에 중요하다는 것을 반증하는 것이기도 하다.

음향공에서의 물성치와 더불어 연소실과 연결되는 orifice의 단면적이 매우 중요한 인자로서, 경험적으로 최소한 연소실 단면적의 4% 정도는 되어야 정량적으로 음향학적 감쇠 능력을 발휘

할 수 있다고 한다[9]. 최근의 연구를 살펴보면 그 값을 10~20%로 극단적으로 높게 설정하기도 했다[7,8]. 실례로 본 연구의 대상인 FASTRAC 엔진에서 사용된 음향공의 경우, 연소실 단면적 대비 음향공의 면적은 약 7.25% 정도였다. 이와 달리 국내에서 개발된 KSR-III 엔진의 경우, 초기에 채택된 음향공에서는 그 값이 겨우 2.4%밖에 되지 않았다. 한편 음향공에 필요한 개방면적 증가는 구조적 또는 냉각 측면에서 분사기 설계에 영향을 미칠 수 있으며, 질량분포 또는 벽면 냉각을 위한 바깥쪽 연소유동 형태에 부정적 효과를 가져올 수도 있음을 유의해야 한다.

효과적인 음향공을 설계하는 과정은 음향공내 물성치를 결정해야 하는 어려움과 실제 음향공 체적이 갖게 되는 3차원적 형상의 복잡성에 의해 정확한 동조주파수를 구하는 데 있어 시행착오(trial and error) 방법을 요구하게 되며, 최종적으로는 실험적으로 검증되어야 한다. 일반적으로는 사용하는 연료, 작동 압력, 조성비에 따라 연소실 및 음향공에서의 물성치에 대한 대략적인 예측값을 확보하는 것이 제일 중요한 일이며, 만약 물성치에 대해 예측값 또는 실험적인 보정값이 실 연소시험을 통하여 그 타당성이 검증되었다면, 남은 문제는 음향공의 형태, 크기, 위치, 개수에 대해 음향학적으로 최적화하는 과정이 수행되어야 한다.

로켓엔진 연소기에 적용하는 일반적인 음향공 형태는 여러 가지 문제로 정형적인 Helmholtz 또는 quarter-wave 공명기와 달라질 수 있으며, 이 경우에는 고전적 음향이론에 의해 사용되는 1차원 설계식의 효용성이 떨어지게 된다. 또한 면적이 큰 공진기가 장착되는 경우에는, 그만큼의 체적으로 인하여 전체 연소실의 공진주파수 또한 바뀔 수 있기 때문에 음향공을 포함한 연소실의 전체 음향학적 거동을 파악해야 한다. 이에 대한 정량적인 보완책으로써 다차원의 선형적인 음향해석이 병행되고 있다.[10-13]

음향공의 세밀한 동조를 위해서는 그 기하학적 형상에 따른 영향과 더불어 음향공 내부의 물성치 효과에 대한 고찰도 필요하다. 일반적으로 연소실 내부의 물성치는 평가가 수월하지만,

음향공 내부의 물성치를 제대로 평가하기는 어려운 실정이다. 따라서 본 연구에서는 실제로 음향공이 채택된 로켓엔진 연소기인 FASTRAC 연소기에 대하여, 실 연소시험에서 획득된 시험 데이터[7,8]를 바탕으로 하여 음향공 내부의 물성치 변화에 따른 음향공의 감쇠 능력을 정량화하고, 실제 연소시험을 통하여 계측되는 온도로부터 음속을 평가하는 방법을 제안하였다. 이를 바탕으로 불안정 모드에 음향공을 동조시키는 절차를 검증/확립하고자 하였다.

2. 음향해석

2.1 고전적 음향공 설계

음향공은 대상에 대하여 상대적으로 작은 체적을 가지는 공간을 연결시켜, 소음을 저감시키거나 소리를 증폭시키는 것을 주목적으로 한다. 이러한 음향공의 목적을 이루기 위해서는 음향공에 대한 공진주파수 및 소리의 감쇠/증폭에 대한 고찰이 선행되어야 한다. 일반적으로 음향공의 고전적 설계 방법은 mass-spring-dashpot으로 모사하여 1차원적으로 해석하는 방법이다 [5,14,15]. 음향공은 연결되는 체적의 형상에 따라 크기는 Helmholtz resonator와 Quarter-wave resonator로 구별될 수 있다. 각각은 고유의 특징을 가지고 있으며, Helmholtz resonator의 동조주파수는 다음과 같다.

$$f_o = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{V(\ell + \Delta\ell)}} \quad (1)$$

여기서 $\Delta\ell$ 은 orifice에서의 유체의 진동에 의한 질량 보정인자로서[2,5], 음압의 진폭이 작고 주유동장의 마하수가 작은 경우에는 근사적으로 $\Delta\ell = 0.85d(1 - 0.7\sqrt{a})$ (d : orifice 직경, a : orifice와 Cavity의 단면적 비율)로 알려져 있다.

음향공의 공진주파수와 더불어, 음향학적 감쇠 능력은 acoustic impedance를 통하여 정량화할 수 있으며, 이로부터 흡수계수(absorption coefficient), 컨덕턴스(conductance) 등을 구할 수 있다. 이에 대한 구체적인 설명은 참고문헌[16]에 명시되어 있으므로 여기서는 생략한다. 기존에 국내

에서 행해진 음향공에 대한 정량적인 연구에서는 음향공에서의 물성치 변화에 따른 공진주파수 변화 및 이를 통한 tuning에 대하여 연구하고, 감쇠인자 비를 통하여 음향공의 능력을 정량화하였다[11]. 최근의 연구[16]를 통하여 앞서 언급한 acoustic impedance를 이용한 정량적 tuning이 보다 더 현실적인 방안을 파악하였다. 본 연구에서는 이 방법을 통하여 FASTRAC 엔진에 적용된 음향공의 감쇠 능력을 정량화해 보았다.

2.2 선형음향해석

고전적인 해석이 유효하기 위해서는 음향공의 파장에 비하여 음향공의 기하학적 형상이 작아야 한다($k \cdot V^{1/3} \ll 1$). 여기서 $k = 2\pi f_o / c$ 인 파동수(wave number), V 는 음향공의 체적이다. 경우에 따라서는 설계된 연소기의 기하학적인 문제나 제작 편의 등으로 인하여 음향공이 고전적인 형상과는 다른 복잡한 모양을 가지게 되거나, 음향공의 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 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 선형음향 해석을 수행하여 음향공에서의 음향학적 특성을 평가하여 기존의 고전적 접근 방법의 한계를 확인함과 동시에, 정량적인 설계 기법 절차를 확립하여 최적의 tuning이 이루어질 수 있도록 하였다.

본 연구에서 사용된 음향 해석 기법은 이전 연구[13,14]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.

음향공 능력을 정량적으로 평가하는 방법 중에서 보편적 방법은 흡수계수 및 컨덕턴스를 통한 것이다. 이것들은 모두 아래와 같이 정의되는 impedance를 통해 평가할 수 있다.

$$Z = \frac{\tilde{p}}{\tilde{\mathbf{u}} \cdot \mathbf{n}} = \frac{\tilde{P}}{\tilde{\mathbf{U}} \cdot \mathbf{n}} \quad (2)$$

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

$$\frac{\partial \mathbf{u}'}{\partial t} = -\frac{1}{\rho} \nabla p' \quad (3)$$

이로부터 음향압력의 구배로부터 음향속도장을 얻을 수 있다.

$$\tilde{\mathbf{U}}(\mathbf{x}) = \frac{1}{i\rho\omega} \nabla \tilde{P}(\mathbf{x}) \quad (4)$$

2.3 FASTRAC 엔진 연소기

FASTRAC 엔진은 X-34 발사체의 주 엔진으로 개발된 pump-fed 방식 로켓엔진으로 NASA MC-1 엔진이라고도 불린다[7,8]. 연소압 650 psi(약 45 bar), O/F=2.34, 추력 60000 파운드(약 27 ton)의 이 엔진은, Fig. 1에 보여지는 바와 같이 연소실 직경이 약 13.3 in, 노즐목 직경 8.25 in이다. 이 연소기의 연소불안정을 제어하기 위하여 분사기면의 가장자리에 4개의 Helmholtz 음향공과 더불어, quarter-wave 음향공 4~12개 장착하여 음향공의 최적 동조를 위하여 연구하였다[7, 8]. 이때 채택된 음향공은 고전적 형태의 음향공이라고 하기에는 무리가 있으므로, 이에 대한 보다 정확한 정량적 분석을 위하여 FEM을 통하여 1T 모드의 불안정 제어에 대하여 연구를 시도하였다[8]. 하지만 이 기법은 특별한 음향모드인 1T 모드만을 해석할 수 있도록 해석하였기 때문에 일반적인 음향 모드에 적용할 수 있는 보편적인 방법은 아니다. 따라서 본 연구에서는 기존에 음향공 감쇠능력의 정량화를 위하여 개발한 기법[16]을 바탕으로 모든 음향모드에 적용할 수 있는 해석 방법을 확립하고, 이를 통하여 실 연소시험을 통해 얻어진 연소불안정 성공/실패 사례를 분석하였다.

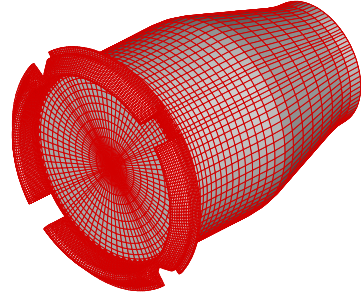


Fig. 1 Geometrical Configuration of FASTRAC Combustor with four Large Helmholtz Resonators

3. 결과

3.1 기본 연소실의 음향 특성

FASTRAC 엔진 연소기에서의 음속을 1106.1 m/sec로 하여[8], 음향공이 없는 기본 연소실에 대한 음향 해석을 수행하면 Fig. 2와 같다.

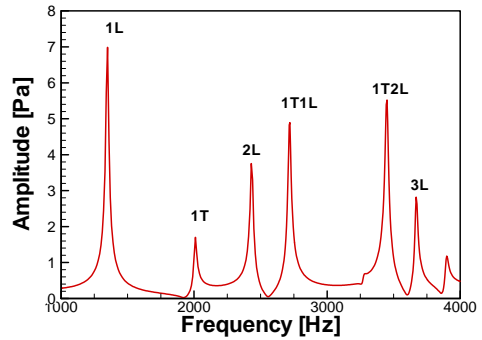


Fig. 2 Acoustic Characteristics of Basic Combustor

기존의 연소시험[7]에 의하면 FASTRAC 엔진의 기본 연소실에서의 제1차 접선방향 음향모드(1T)의 공진주파수는 약 1930 Hz였다. 본 연구에서의 1T 모드 공진주파수는 2010 Hz로 약 4.6% 오차를 가진다. 이상에서 기본 연소실에서의 음향 특성을 파악할 수 있었으며 이를 기반으로 1T 모드 연소불안정 제어를 위해 도입된 4개의 large Helmholtz 음향공에 대한 음향해석을 음향공 내부의 음속의 변화를 통하여 살펴보았다.

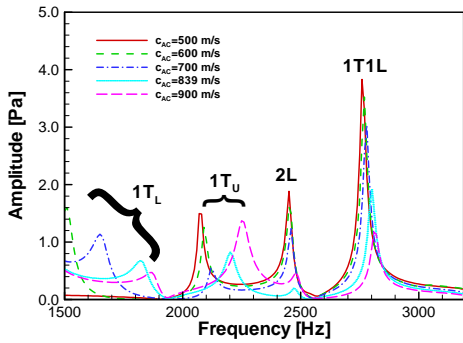


Fig. 3 Acoustic Characteristics in FASTRAC Combustor for Sonic Velocity in Cavity

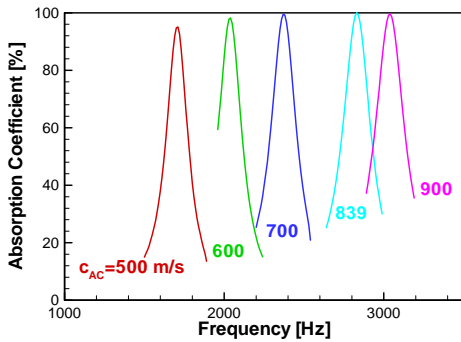


Fig. 4 Acoustic Absorption Characteristics for Various Sonic Velocity in Cavity

3.2 음향공이 장착된 연소실의 음향 특성

채택된 음향공의 공진주파수를 알아보기 위하여 1개의 음향공이 설치된 연소실에 대하여 음향해석을 수행하였다. 음향공 내부 음속의 변화에 따라서 연소실의 모니터링 위치에서의 음향 응답특성을 Fig. 3에 나타내었다. 1T 모드는 음향공이 설치됨에 따라 mode split 현상이 발견된다. 음향공 내부의 음속값이 증가함에 따라 1T_L, 1T_U는 모두 공진주파수가 증가하는 것을 알 수 있다. 1T 모드와는 달리 2L이나 1T1L 모드는 음향공과 동조되지 않은 이유로 공진주파수의 변이가 거의 없는 것을 알 수 있다. 이 때 음향공의 오리피스에서의 음향 임피던스를 이용하여 음향공의 흡수계수를 살펴보면 Fig. 4와 같다. 흡수계수가 최대가 되는 주파수를 음향공의 동

조주파수라고 할 수 있는데, 음향공의 음속이 증가함에 따라 동조주파수는 단조적으로 증가하고 있다. 음속에 따른 동조주파수의 추이를 Fig. 5에 나타내었다. 이러한 양상으로부터 최적으로 동조된 음향공의 경우, 내부에서의 음속이 약 560~600 m/sec로 예측된다.

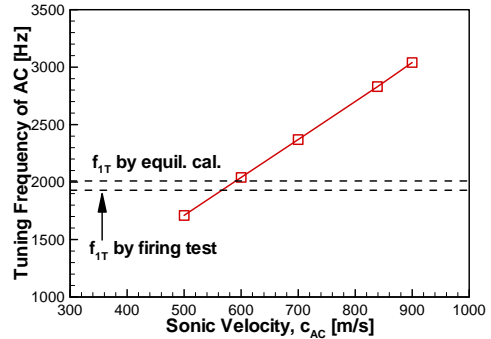


Fig. 5 Variations of Tuning Frequencies for Various Sonic Velocity in Cavity

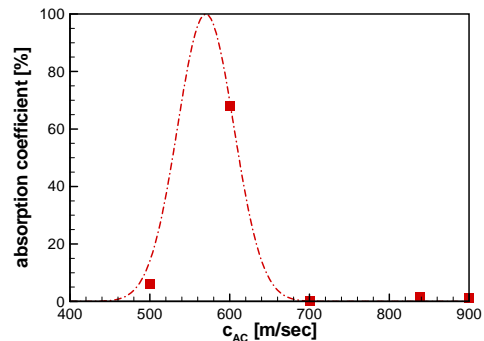


Fig. 6 Variation of Absorption Coefficients in 1T mode for Various Sonic Velocity in Cavity

문헌[8]에 의하면 경험적으로 음향공 내부의 음속은 연소실 음속 대비 약 50%로 가정한다. 본 연구의 결과인 600 m/s를 이 경우에 적용하면, 이 값은 연소실에서의 음속 1106 m/s의 약 55%에 해당하는 값으로 경험치인 50%와 비슷한 범위의 값을 가진다. 따라서 본 음향해석의 결과는 최적의 동조를 위한 음속값 선정에 있어, 기존 결과와 정량적으로 일치하는 경향을 보이므로, 음향공의 물성치에 따른 동조를 위한 시도가 성공적으로 검증되었음을 뜻한다.

1T 모드 공진주파수인 1930 Hz에서, 음속 변화에 따른 흡수계수의 양상을 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서 표시된 선은 가능한(feasible) 하나의 결과다. 실제 연소시험[7]에서는 음향공 내부에 fuel orifice를 설치하여 분사되는 연료의 양에 따라 Hot/Warm/Cold 조건으로 나누었다. 연료분사를 시키지 않은 Hot 조건의 경우, 음향공 내부의 온도는 약 1174K로 측정되었으며 연소안정성이 확보되었다. 몇 개의 orifice를 통하여 연료분사가 된 Warm 조건에서는 연소안정성이 확보되긴 하였으나, 연료분사에 의하여 resurging 현상이 발생하였다. 총 16개의 orifice를 통하여 연료를 분사한 Cold 조건에서는 연소불안정이 발생하였다. 즉 1174K에 해당하는 음속에서는 음향공이 제대로 동조되었다고 할 수 있으며, 이보다 낮은 온도, 즉 음속에서는 음향학적 동조가 이뤄지지 않았음을 의미한다. 이와 같은 대별되는 시험결과와 Fig. 6의 결과를 서로 비교하여보면 600 m/sec 조건이 시험에서의 Hot 조건과 비슷하다고 할 수 있다.

3.3 계측치로부터 음향공 내부 음속 예측

실제 연소시험을 통해서 음속을 직접적으로 계측할 수는 없으며, 획득 가능한 물성치는 통상적으로 온도라고 할 수 있다. 따라서 계측되는 온도로부터 음향공 내부의 음속을 예측할 수 있다면 매우 유용하다. 또한 실험적으로는 음향공의 미세한 동조를 위하여 연료를 음향공 내부에 분사한다[7]. 이는 음향공 내부의 온도를 조정함으로써 최적의 동조 조건을 찾기 위한 방법이다.

NASA[22]에서는 탄화수소-산소 추진제의 저혼합비 영역에서 일종의 상관관계식을 사용하여 분자량(MW), 온도 및 비열비(γ)를 다음과 같이 평가하고 있다.

$$\begin{aligned} MW &= -112.5MR + 67.5 \\ T &= 3350MR + 660 [^{\circ}R] \\ \gamma &= 0.325MR + 1.010 \end{aligned}$$

이 관계식과 함께 평형해석 결과[9]를 온도에 따라 나타내어 보면 Fig. 7과 같다. 저 혼합비 영역에서는 위 관계식이 평형해석 결과와 많은 차이를 보이는 반면에, 온도가 높은 영역 즉 상

대적으로 높은 혼합비 영역에서는 음속을 과다 예측하고 있음을 알 수 있다. 개략적으로 모든 혼합비 영역에서 음향공 내부에서의 음속은 각각 유효한 결과를 이은 Fig. 7에서의 점선과 같은 경향을 보일 것으로 예상할 수 있다. Fig. 5와 7의 결과를 바탕으로 음향공 내부의 음속을 예측해본다면, 연소시험에서의 1930 Hz에서 음속은 약 570 m/s이며, Fig. 7로부터 음향공 내부의 온도는 약 1100 K으로 측정치인 1174 K과 정량적으로도 만족할만한 결과를 얻을 수 있었다. 물론 Fig. 7에서 제시한 점선은 작위적으로 여겨질 수 있으나, 연소시험 결과와 비교해보았을 때 상당히 개연성 있는 결과를 보여주고 있다고 하겠다. 따라서 설계 단계에서의 간편성과 정확성 측면에서 매우 유용하다고 하겠다.

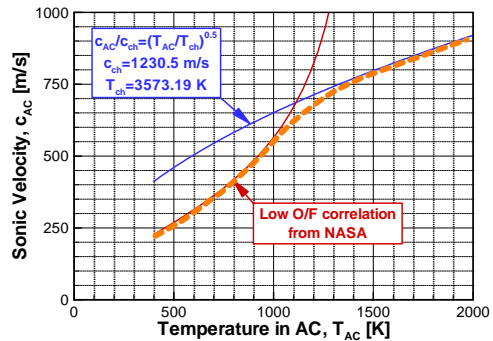


Fig. 7 Variation of Sonic Velocity in Cavity

4. 결론

로켓엔진에서의 고주파 연소불안정을 제어하기 위하여 널리 사용되는 음향공에 대하여, 효용성이 검증된 3차원 선형 음향해석을 수행하여 음향공의 물성치 변화에 따른 감쇠 특성을 파악하였다. 대상으로 삼은 연소실은 음향공을 장착하여 실제 연소시험을 수행함으로써 연소안정성의 실패/성공 사례가 있는 FASTRAC 엔진의 연소기를 채택하였다. 또한 음향공의 감쇠능력 파악을 위하여 acoustic impedance 개념을 도입하였다. 음향공 내부의 음속 변화에 따라 주어진 기하학적 형상에서 최적의 동조가 가능한 음속을 파악할 수 있었다. 기존에 경험적으로 제시되

는 연소실 대비 음향공의 음속비(50%)와 비슷한 값에서 최적의 동조가 이루어짐을 파악할 수 있었다. 따라서 물성치 변화를 통한 음향공의 동조 절차를 확립할 수 있었다.

실제 연소기에 이 기법을 적용하기 위해서는 무엇보다도 실 연소시험을 통하여 획득되는 물성치로부터 음향공 내부의 음속을 제대로 파악하는 것이 급선무이다. 개별적으로 존재하는 저혼합비 관계식과 평형해석 결과를 통해 음향공 내부의 온도로부터 음속을 예측하여 보았으며, 만족스러운 결과를 얻었다. 따라서 향후 음향공의 설계 및 검증 절차에 유용하게 적용될 수 있을 것이다. 향후에는 여러 기하학적 형상을 가지는 음향공에 대하여 적용하여 감쇠능력을 정량화함으로써 연소안정성의 확보 여부에 대한 검토를 수행할 예정이며, 안정성이 확보되지 못한 경우에 대해서는 그 이유를 명확하게 규명할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었습니다.

참 고 문 헌

- Harrje, D. T. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
- NASA, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113, 1974.
- 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, p. 657~677.
- Natanzon, M. S., Combustion Instability, (Natanzon, M. S. and Culick, F. E. C., eds), 1996.
- Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preclik, 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.
- Oberg, C. L., "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, No. 12, 1971, pp. 1220~1225.
- 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.
- 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.
- McGough, C. B., McBride, J. M., and Hewitt, R. A., "Acoustic Liner Feasibility Program," NASA CR-111405, 1970.
- Wicker, J. M., Yoon, M. W., and Yang, V., "Linear and Non-linear Pressure Oscillations in Baffled Combustion Chambers," Journal of Sound and Vibration, Vol. 184, pp. 141~171, 1995.
- 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.
- 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.

13. 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 KSME(B), Vol. 28, No. 8, pp. 945-952.
14. Morse, P. M. and Ingard, K. U., Theoretical Acoustics, 1st ed., Princeton Univ. Press, 1968.
15. 이병호, 음향학, 민음사, 1999.
16. Kim, H. J. and Kim, S.-K., 2006, "A Study on the Acoustic Damping Characteristics of Acoustic Cavities in a Liquid Rocket Combustor," Transactions of KSME(B), Vol. 30, No. 1, pp. 32~40.
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 KSME(B), Vol. 28, No. 1, pp. 16~23.
22. Hernandez, R., Ito, J. I., and Niiya, K. Y., "Carbon Deposition Model for Oxygen-Hydrocarbon Combustion," Interlim Final Report2427-IFR for Contract NAS8-34715, pp. 119, 1987.