

研究論文

모형 연소실에서 연소 불안정 억제를 위한  
1/4파장 공명기의 동조 방법에 관한 수치적 연구

박주현\* · 박이선\*\* · 손채훈\*\*\*†

A Numerical Study on Quarter-Wave Resonator Tuning  
for Suppression of Combustion Instability in a Model  
Combustion Chamber

Ju Hyun Park\* · I-Sun Park\*\* · Chae Hoon Sohn\*\*\*†

ABSTRACT

Acoustic tuning of quarter-wave resonator is investigated numerically to suppress combustion instability in liquid rocket engines. A model combustion chamber is adopted. First, basic acoustic characteristics are examined and acoustic damping is pursued by quarter-wave resonators. Next, for frequency tuning of the resonators, thermodynamic properties inside the acoustic resonators are estimated based on the numerical data. Maximum damping capacity is obtained when the resonators are designed to have the optimum length calculated with the properties. But, damping capacity induced by the resonators with the same length is comparable with it.

초 록

로켓 엔진의 연소불안정을 제어하기 위해 연소실에 1/4파장 공명기가 장착된 경우의 음향감쇠 특성을 수치해석적으로 조사하였다. 모형 연소실에서 연소장을 수치해석하여 기본 음향과 응답특성을 분석하였고, 기존 공명기 설계안을 검토하였다. 다음으로, 이 연소실에 음향공명기를 장착하여 공명기 내부 물성치를 예측하였다. 이를 토대로 음향모드를 감쇠시킬 수 있는 주파수 동조 방안을 연구하였다. 공명기 내부의 물성치를 토대로 각 공명기를 최적 동조 길이로 설계할 경우에 충분한 감쇠 성능을 얻을 수 있었다. 또다른 설계안으로 모든 공명기를 동일 길이로 설계한 경우의 길이에 따른 감쇠성능을 비교하여 제시하였다. 이를 토대로 최적의 동조길이를 찾아낼 수 있었다.

Key Words: Quarter-Wave Resonator(1/4파장 공명기), Frequency Tuning(주파수 동조), Damping Capacity(감쇠 용량)

접수일 2010. 1. 12, 수정완료일 2010. 4. 19, 게재확정일 2010. 4. 25

\* 정회원, (주)현대로템 기술연구소

\*\* 학생회원, 세종대학교 대학원 기계공학과

\*\*\* 정회원, 세종대학교 기계항공우주공학부

† 교신저자, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

1. 서 론

액체 로켓엔진 등에서 발생하는 고주파 연소 불안정은 연소실 내부 반응유동장과 음향장과의 상호작용에 의해 발생하는 것으로 알려져 있으며, 연소과정으로부터 공급된 에너지가 연소실 내부 유동장의 압력파를 증폭시키는 현상이다. 연소 안정성은 액체 로켓엔진 연소기의 개발과정에서 고려해야할 중요한 설계 인자 중 하나이다. 연소불안정 발생시 연소실의 진동과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달이 수반된다. 따라서 고주파 연소불안정은 엔진과 발사체 개발에 있어서 큰 장애요인으로 인식되어 왔다[1-4]. 고주파 연소불안정 발생시 연소성능 저하 및 심한 경우 로켓엔진 자체의 파괴와 전체 발사체의 작동에 치명적인 손상을 유발한다. 이러한 연소불안정은 로켓 엔진 개발 초기 단계에서부터 고려해야 하는데, 시간적/경제적으로 효과적인 연구를 수행하기 위해 sub-scale 연소실을 통해 full-scale 연소실에서 발생할 수 있는 현상을 예측할 수 있는 방법들이 고안되었다[1,5].

연소불안정을 제어하기 위한 방법으로 수동적 제어기구인 배플(baffle)과 음향 공명기(acoustic resonator)의 장착을 들 수 있다. 배플은 연소실 내 공진 주파수/모드를 변화시켜 연소실 내부에서 진동하는 음향파의 작용을 방해하여 연소 불안정을 제어한다. 공명기는 압력파를 소산 또는 상쇄시켜 압력섭동 에너지를 감쇠시킨다. 하지만, 연소 생성물의 영향을 받으므로 공명기 내부의 물성치를 정확히 예측할 수 없어 정확한 주파수 동조가 어렵고, 감쇠대역이 좁은 것이 단점이다. 따라서 최적의 감쇠효과를 얻기 위하여 정교한 음향학적인 동조(tuning)가 필요하다[6-10]. 음향공의 설계와 이의 장착에 따른 음향 감쇠 효과에 대한 다양한 수치해석적/실험적 연구가 수행되어 왔다[5-7]. 널리 사용되는 대표적인 공명기로는 헬름홀츠(Helmholtz) 공명기와 1/4파장 공명기 등[6-7]이 있다. 그러나, 초기 설계 단계에서는 단순히 연소실내의 연소장 데이터를 토대로 공명기를 동조할 수 밖에 없으며, 이를 개선하기 위한 분석적인 연구는 거의 수행되지 않았다.

본 연구에서는 연소상황에서 1/4파장 음향공명기 내부가스의 물성치를 개략적으로 예측하는 방법을 수치해석적으로 탐구하고, 물성치를 토대로 음향공의 동조주파수를 예측하는 방법과 음향 감쇠인자를 계산하여 이를 기준으로 음향 감쇠효과를 확인하는 두 가지 방법에 초점을 맞추었다. 이를 통해 공명기의 개선된 주파수 동조와 설계 최적화를 이루고자 한다.

## 2. 수치해석 방법

### 2.1 해석대상 연소실

연료와 산화제의 분사와 화학반응으로 인한 유동장을 해석하고 압력진동을 분석하기 위해 지배방정식으로는 연속방정식과 운동량방정식, 에너지방정식, 그리고 화학종 방정식을 채택하였고, 보조적으로 공기에 대한 상태방정식을 이용하였다[5]. 해석에 사용한 연소실과 분사기의 형태를 Fig. 1에 나타내었다. 연소실은 직경 128 mm, 축방향 길이 185 mm이며, 한 쪽(분사기면 쪽)은 벽이고 다른 쪽은 열린 원통형으로 모사하였다. 그림에서와 같이 분사기는 4개의 구멍을 가진 F-O-O-F 충돌형 분사기[5]로 설계하였고, 연료로서 kerosene과 산화제로 공기(산소)를 분사한다. 난류모델로는  $k-\epsilon$  모델을 사용하였고,

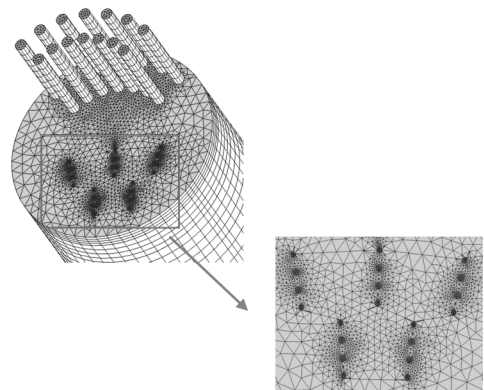


Fig. 1 Computational grids of a model combustion chamber with injectors and resonators

Table 1. Firing-test conditions in a model chamber

Test No.	$\dot{m}$ [g/s]	
	Kerosene	Air
1	0.61	1.38
2		1.73
3		2.19
4		2.56
5		2.94
6		3.31

화학반응 모델로는 순간화학반응 모델을 채택하였다. 화학반응모델은 다음의 일단계 반응식으로 표현된다.



위 반응에 대한 반응율 상수는 다음의 Arrhenius 식으로 표현된다.

$$k_{C_{12}H_{23}} = -3.1 \times 10^9 \exp(-15000/T) [C_{12}H_{23}]^{-0.25} [O_2]^{1.25} \quad (2)$$

중간생성물로 CO, O, OH, H, H<sub>2</sub>를 고려하여 부분 화학평형을 이룬다고 가정하여 온도장을 계산하였다.

연소실의 벽면과 분사기면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 초기조건으로는 정지상태의 산화제가 연소실내에 있다고 가정하였으며, 압력은 1기압으로 설정하였다. 연소실 내의 초기 연소상황을 모사하기위해 먼저 정상 상태(steady state) 해석을 수행하였고, 이후 과도해석(transient analysis)을 수행하여, 연소실 내에서 발생하는 압력장과 온도장의 비정상(unsteady) 거동을 관찰하였다. 공명기 내부의 물성치가 정상상태에 이를 수 있도록 충분히 계산을 진행하였고, 과도해석을 위한 시간간격은 10  $\mu$ s로 설정하였다. 공간차분에는 2차 전방차분법(upwind scheme)을, 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사

용했다. 지배방정식의 풀이를 위해 열유체 범용 해석범용코드인 CFD-ACE+[11]를 사용하였다. 본 수치해석적 접근 방법의 타당성 검증은 저자들의 기존 연구[12]에서 수행되었으며, 정량적인 오차가 존재하나 물리적으로 타당한 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

사용된 격자의 수는 약 150,000개이다. 실제 로켓엔진에서 사용되는 전체 분사기 숫자는 216개이고, 본 연구에서는 주기성을 고려하여 5개의 분사기만을 사용하여 연소 상황을 모사하였다. 해석을 위한 연료와 산화제의 분사유량 조건은 Table 1에 기술하였고, 유량은 5개의 분사기에서 균등하게 분사되도록 설정했다.

압력진동 진폭의 값을 나타내기 위한 대표적인 관찰점(monitored point)으로 연소실 내부의 한 지점을 선택하여 압력섭동을 확인하였다. 연소실의 음향응답과 공명기 내의 기체 물성치를 이용하여 음향공의 동조주파수를 구할 수 있다. 본 연구에서는 음향응답의 감쇠인자(damping factor)를 계산하여 음향 감쇠정도를 정량화하였다. 감쇠인자를 구하는 식은 다음과 같다[6].

$$\eta [\%] = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} \times 100 \quad (3)$$

여기서  $f_{peak}$ 는 분석하고자 하는 음향모드 진동수 대역에서 가진음원에 대해 최대응답( $p_{peak}$ )을 나타내는 주파수이고,  $f_1$ 과  $f_2$ 는  $p_{peak}/\sqrt{2}$  값의 응답을 보이는 주파수들( $f_2 > f_1$ )이다.

## 2.2 음향공명기

음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향해석을 위한 형상을 Fig. 1에 나타내었다. 사용된 음향공명기는 한쪽 끝이 열린 1/4파장 공명기로서, 공명기의 경계조건으로 연소실의 벽면과 같이 벽 경계조건을 부여하였다. 사용된 공명기의 직경은 7 mm이고, 14개를 장착하였으며, 연료와 산화제의 분사조건에서 공명기의 길이를 바꿔가며 최적화를 수행하였다.

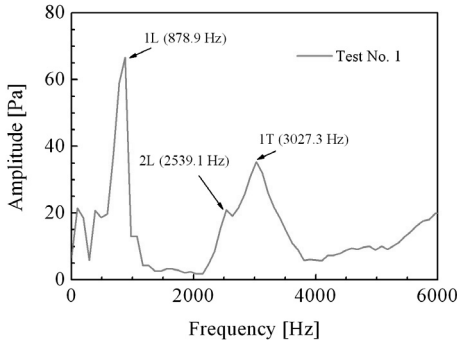


Fig. 2 FFT spectrum of acoustic oscillations in a model chamber without resonators

### 3. 해석결과 및 논의

#### 3.1 기본 음향응답

공명기를 장착하지 않은 연소실에서의 수치해석을 수행하여 연소장을 모사하고, 관찰점에서의 압력 섭동 데이터를 토대로 주파수 분석을 수행하여, 그 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 계산결과 제 1 종방향(first longitudinal; 1L)모드는 약 880 Hz, 제 1 접선방향(first tangential; 1T)모드는 약 3027 Hz의 주파수를 가짐을 확인하였다.

Table 1에 나타난 연료와 산화제 분사조건에 대해 수치해석을 수행하고, 각 조건에 대한 주파수 응답 중 1T 모드 응답에 대한 감쇠인자를 계산하였다. 그 결과를 기존의 연소실험 데이터 [4,5]와 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 실험으로 구한 감쇠인자와 수치해석을 통해 구한 감쇠인자의 정량적인 크기는 서로 약간 다르지만, 감쇠인자의 정성적 변화 경향은 유사함을 알 수 있다. 이를 통해, 본 연구에서 채택한 해석 방법의 타당성을 확인할 수 있다.

#### 3.2 기존 설계안: 공명기의 단순 동조(simple tuning)

Figure 1에 나타난 바와 같이 14개의 1/4파장 공명기를 연소실에 장착하였다. 이 공명기의 음향학적 동조를 위해 다음의 절차를 따랐다. 먼저, 공명기를 장착하지 않은 연소실에 대해 수치해석을 수행하여, 음향 모드의 공진주파수를 구

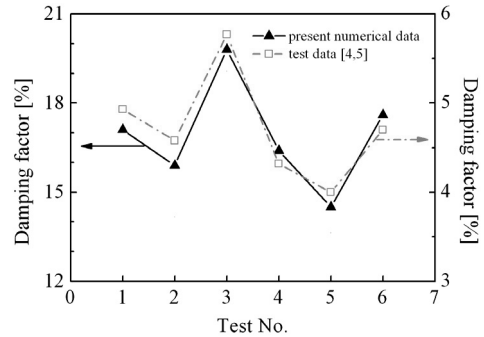


Fig. 3 Damping factors for various test conditions in a model chamber

하였다. 계산된 주파수를 토대로 연소실 내의 공간 평균 음속을 구하였다. 한쪽 끝이 열린 원통형 연소실의 공진주파수를 계산하는 식은 다음과 같다.

$$f_{1L} = \frac{c_{ch}}{4(l_{ch} + \Delta l)} \quad (4)$$

$$f_{1T} = \frac{c_{ch} \cdot 0.586}{2 R_{ch}} \quad (5)$$

위 식에서  $f_{1L}$ 은 1L 모드 공진주파수이고,  $c_{ch}$ 는 연소실 내의 음속,  $l_{ch}$ 는 연소실의 길이,  $\Delta l$ 은 질량보정인자이다. 그리고,  $f_{1T}$ 는 1T모드 공진주파수이고  $R_{ch}$ 은 연소실의 반지름이다. 본 연구에서 억제 대상의 주파수는  $f_{1T}$ 로 선택하였다. 1/4 파장 공명기의 동조식은 다음과 같다.

$$f_{res} = \frac{c_{res}}{4(l_{res} + \Delta l)} \quad (6)$$

위 식에서  $f_{res}$ 는 공명기의 동조주파수,  $l_{res}$ 는 공명기의 길이,  $c_{res}$ 는 공명기 내부에서의 기체의 음속이다. Fig. 2로 얻은 공진주파수로부터 Eq. 4와 5를 이용하여 공명기를 장착하지 않은 연소실 내의 연소가스 음속을 구하고, 이를 Eq. 6에 대입하여( $c_{ch} = c_{res}$ 로 가정하고,  $f_{res} = f_{1T}$ 로 동조

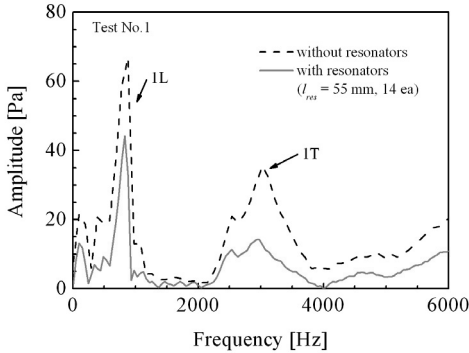


Fig. 4 FFT spectrum of acoustic oscillations in a chamber with acoustic resonators

함) 1/4파장 공명기의 길이를  $l_{res} = 55 \text{ mm}$ 로 결정하였다.

이렇게 설계된 공명기가 장착된 연소실에서의 음향 응답을 구하여 Fig. 4에 나타내었다. 공명기를 장착했을 때 1T 모드 응답의 크기가 상당히 감소하였고, 감쇠인자는 17.2%에서 23.5%로 증가하였다. 이로부터 동조된 공명기의 음향 감쇠 효과를 확인할 수 있다. 그러나, 이 공명기는, 공명기가 장착되지 않은 연소실에서의 음속 자료를 사용하여 동조되었기 때문에, 공명기를 장착한 연소실 상황에 맞게 정확히 설계되었다고 볼 수 없다. 따라서 공명기가 장착된 연소실에서 공명기 내부의 음속을 파악하여 음향학적 동조를 시키는 개선된 방법이 필요하다.

### 3.3 개선된 공명기 설계

(1) 각 공명기 내부의 기체 물성치를 고려한 설계(개별 동조; individual tuning)

공명기 내부의 음속을 계산하기 위해 공명기 내부 연소 가스의 서로 다른 물성치를 통해 비열비 및 기체상수를 알아야 한다. 다음은 그 계산 절차를 정리하였다.

- ① 공명기내부 기체의 온도, 압력 및 각 화학종의 몰분율/질량분율을 구한다.
- ② 각 화학종의 부분압력과 밀도를 계산한다.

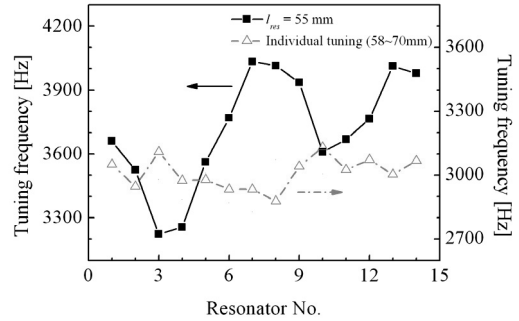


Fig. 5 Tuning frequency of acoustic resonators in a chamber for the condition of test No. 1 in two cases of the resonators with the single length and the resonators tuned individually

③ 혼합물의 기체상수를 구한다.

④ 각 화학종의 질량분율과 정압비열 및 정적비열을 이용하여 혼합물의 비열을 계산한다.

⑤ 비열비를 구하고 음속과 동조주파수를 계산한다.

위 방법을 토대로 공명기 내부의 음속과 동조주파수를 구할 수 있다. 먼저, 기존 설계안의 적절성 여부를 확인하기 위해 앞 절에서 언급한  $l_{res} = 55 \text{ mm}$ 인 공명기의 각 공명기 내부 기체의 음속과 이를 사용하여 구한 동조주파수를 Fig. 5에 나타내었다. 공명기를 장착하지 않은 연소실의 1T 모드의 공진 주파수는 3027 Hz인데, 길이가 55 mm인 공명기의 평균 동조주파수는 3715 Hz이다. 이는 55 mm 공명기가 적절하게 동조되지 않았음을 의미한다. 연소상황에서 공명기 내부가 연소가스의 영향을 받고, 각 공명기마다 공명기와 분사기간의 거리가 달라 각 공명기의 내부 물성치가 달라져, 공명기의 동조주파수가 연소실의 1T 주파수로부터 벗어난 것으로 파악된다. 따라서, 이러한 영향을 고려하여 각 공명기의 길이를 다르게 하여야 정확한 동조가 가능할 것이다.

다음으로, 앞에서 계산된 55 mm 길이의 공명기 내부 기체의 물성치 자료를 토대로 각 공명기의 길이를 개별적으로 조절하여 연소실의 1T

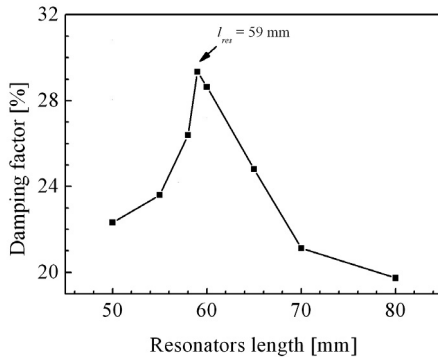


Fig. 6 Damping factor of the resonators for the various resonator lengths for the condition of test No. 1

주파수 대역에 동조시켰다. 14개의 공명기를 약 3000 Hz에 동조하였고, 각 공명기의 실제 동조 주파수를 Fig. 5에 나타내었다. 그 결과와 앞에서 보인 단일 길이 55 mm인 공명기의 동조주파수를 비교하여 살펴볼 수 있다. 공명기를 개별 동조시킨 경우, 공명기 모두는 3000 Hz를 기준으로  $\pm 5\%$  이내에 동조되었고, 각 공명기의 길이는 58 ~ 70 mm 범위를 갖도록 설계되었다. 3000 Hz의 동조 주파수에서 약간 벗어나게 되는 이유는, 공명기 장착으로 인해 공명기간의 상호 영향과 공명기와 연소기간의 상호 작용으로 연소장이 변화하여 결과적으로 공명기 내부 기체의 물성치가 약간씩 바뀌기 때문이다.

## (2) 단일 길이 공명기 설계

앞에서는 각 공명기 내부 기체의 서로 다른 물성치를 고려하여 각 공명기가 목표한 동조 주파수를 가지도록 개별 동조시켰고, 이를 위해 각 공명기의 길이는 서로 다르게 설계되었다.

좀더 구현이 용이한 설계 대안으로서, 모든 공명기가 단일 길이를 갖도록 설계할 수도 있다. 즉, 최고의 감쇠 성능을 갖는 단일 길이를 찾아 이를 공명기의 길이로 설정하고자 한다. 이를 위해 공명기 길이에 따른 감쇠인자를 구하였다. 전과 동일하게 공명기를 14개 장착하였고, 공명기의 길이를 동일하게 설정하고 그 길이를 바꿔가

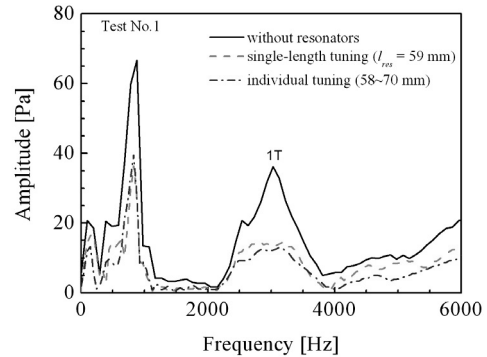


Fig. 7 FFT spectrum of acoustic oscillations in a chamber with individually tuned resonators and resonators with the single length

며 감쇠 인자를 계산하였다. 공명기의 길이가 바뀔 때 따라 주파수 응답이 변화하였고, 1T 모드의 감쇠인자를 계산하여 Fig. 6에 나타내었다. 길이 50 mm인 공명기에서 시작하여 길이가 점차 길어짐에 따라 감쇠인자가 점차 증가하였고, 59 mm의 길이에서 최고의 감쇠성능을 나타낸 후 점차 감소하였다. 따라서 본 연소실의 test No. 1의 작동조건에서는 공명기의 길이가 59 mm일 때 최적의 감쇠성능을 가짐을 알 수 있다.

## (3) 설계안에 따른 공명기 감쇠성능 비교

지금까지 공명기 내의 기체 물성치를 구하여 음속을 계산하고 공명기를 개별 동조하는 방법과 최대의 감쇠성능을 나타내는 공명기의 길이를 단일 길이로 정하는 두 가지 방법에 따라 공명기를 설계하여 보았다.

각 방법에 의해 최적화된 공명기를 장착한 연소실의 음향응답을 Fig. 7에 비교하여 나타내었다. 어느 경우나 모두 1T 모드 응답의 크기가 상당히 감소하였고, 감쇠된 응답의 크기가 서로 비슷하였다. 또 두 방법에 의해 설계된 공명기에 의해 유발된 감쇠인자를 Table 2에 나타내었다. 감쇠인자의 크기는 공명기의 길이를 동일하게 하여 최적화시킨 경우에 약간 더 컸으나, 그 차이가 미미하고, 음향응답 진폭은 각각의 공명기

Table 2. The damping factors of quarter-wave resonators designed by two methods

		without resonator	individual tuning	single-length tuning
damp- ing factor [%]	Test No. 1	17.2	28.1	29.4
	Test No. 6	17.6	-	26.9

를 개별 동조하였을 경우에 약간 작았지만 역시 그 차이는 미미하였다. 그러나 개별 동조의 경우, 약 5% 정도의 동조 주파수 오차를 가지고 있기 때문에 좀 더 미세하게 동조한다면 감쇠인자를 약간 개선시킬 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 로켓엔진에서 발생하는 연소 불안정의 수동제어 방법으로 공명기 동조에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 연소실에 음향공명기를 장착하였을 때 공명기의 음향학적 동조와 음향감쇠특성을 수치해석적으로 조사하였다. 기존에 알려진 1/4파장 공명기를 사용하였고, 연소상황을 모사하여, 공명기의 최적 설계에 초점을 두었다.

공명기가 장착되지 않은 연소실의 연소장 해석을 수행하여 음향모드를 계산하였으며, 선행연구와의 비교를 통해 타당성을 확인하였다. 먼저, 기존 설계안으로서, 연소장 해석을 통해 계산된 음향모드로부터 연소실 내부의 음속을 예측하여 이를 토대로 공명기를 단순 동조시켰다. 이 경우, 공명기의 적절한 동조가 이루어지지 못함을 확인하였다.

개선된 설계안으로서, 연소장 해석을 통해 공명기 내부의 기체 물성치를 구하여 공명기 내의 기체 음속을 계산하였다. 연소상황에서 연소가스 및 온도장의 공간적 불균일성에 의해 각 공명기마다 음향 특성이 서로 다른 것을 확인하였다.

각 공명기 내부의 기체 물성치를 토대로 공명기의 길이를 서로 다르게 하여 연소실의 1T 모드에 동조시켰고, 음향감쇠성능을 확인하였다. 또 다른 설계안으로, 각 공명기의 길이를 단일로 고정시키고 그 길이를 바꿔 최고의 감쇠성능을 나타내는 공명기의 길이를 구하였다.

두 가지 개선된 설계안은 유사한 감쇠 효과를 보여주었다. 공명기를 장착하지 않은 연소실의 음속으로 공명기를 동조하기보다는 연소상황에 따른 공명기 내부의 기체(연소 가스) 물성치와 음속을 이용한 동조가 바람직하며, 공명기의 개별 동조가 단일 길이로 공명기를 설계(기존 안에 따른 설계)하는 것보다 효과적일 것으로 판단된다. 또한, 수치해석을 통해 구한 연소장을 바탕으로 한 공명기 설계도 향상된 감쇠 성능을 나타냄을 예측할 수 있다. 향후 연구에서는 순간화확반응이 아닌 유한화확반응을 사용하여 좀더 정확히 연소장을 계산하고, 공명기 위치, 공명기 형태, 공명기의 면적비 효과 등에 대한 연구를 수행하여 실제 연소실 설계에 참고할 수 있는 좀더 실용적인 결과를 얻고자 한다. 또한, 개별 공명의 경우, 공명기 사양에 따라 연소장이 변화하여 정밀한 동조에서 벗어나 감쇠 효과가 저하되는 현상이 나타나는데 이의 개선을 위한 연구도 필요할 것이다.

#### 후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2010-0015979).

#### 참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H., Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972
2. Natanzon, M. S., Combustion Instability

- (Translated by Culick, F. E. C. in 1966), Mashinostroyeniye, Moscow, 1986
3. Ducruix, S., Schuller, T., Durox, D. and Candel, S., "Combustion Dynamics and Instabilities Elementary Coupling and Driving Mechanisms," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 722-734
  4. C. H. Sohn, W, S, Seol, A. A. shibanov, V. p. Pikalov, "Combustion Stability Boundaries of the Subscale Rocket Chamber with Impinging Jet injectors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 1, 2007, pp.131-139
  5. 손채훈, 박이선, "공기분사 기법을 이용한 충돌형 제트 분사기의 연소안정성 평가에 관한 수치적 연구", *대한기계학회논문집 B*, 제30권, 제11호, 2006, pp.1093-1100
  6. Keller, Jr., R. B. (ed.), *Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices*, SP-8113, NASA, 1974
  7. Yang, V. and Anderson, W. E. (ed.), *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Vol. 169, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Washington DC, 1995, pp.377-399
  8. 손채훈, 박주현, "반과장 공명기를 장착한 모형연소실의 흡음특성에 대한 실험적 연구", *한국추진공학회지*, 제12권, 제3호, 2008, pp.34-40
  9. 김홍집, 김성구, "로켓연소실에서 음향공의 음향학적 감쇠에 대한 정량적 고찰", *대한기계학회논문집 B권*, 제30권, 제1호, 2006, pp.32-40
  10. J. H. Park and C. H. Sohn, "On optimal design of half-wave resonators for acoustic damping in a enclosure", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 319, 2009, pp.807-821
  11. CFDRC, *CFD-ACE-GUI User Manual*, Ver. 2009, 2009
  12. Sohn, C. H. and H. C. Cho, "A CFD Study on Thermo-Acoustic Instability of Methane/Air Flames in Gas Turbine Combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19, No. 9, 2005, pp. 1811-1820