creative commons

COMMONS DEED

저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:

저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.

변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 이용허락규약(Legal Code)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

Disclaimer

dCollection

[UCI]I804:24011-200000236049

2008년 2월
석사학위논문

로켓엔진 연소기의 연소안정화를 위한 수동제어기구 설계 기준 구축

조선대학교 대학원
항 공 우 주 공 학 과

이 중 연

로켓엔진 연소기의 연소안정화를 위한 수동제어기구 설계 기준 구축

- Establishment of Basic Design Criteria on Passive Control Devices for Enhancement of Combustion Stability in a Rocket Engine -

2008 년 *2* 월 *25* 일

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

이 중 연

로켓엔진 연소기의 연소안정화를 위한 수동제어기구 설계 기준 구축

지도교수 김 재 수

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함.

2007 년 *10* 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

이 중 연

이중연의 박사학위 논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 공 창 덕(인)

위원 조선대학교 교수 김 재 수(인)

위원 세종대학교 교수 손 채 훈(인)

2007 년 *11* 월

조 선 대 학 교 대 학 원

목 차

LIST OF FIGURES iii

LIST OF TABLES v

NOMENCLATURE vi

ABSTRACT viii

제 1 장 서 론 1

제1절 연구의 필요성 1

제2절 연구 목적 3

제 2 장 지배방정식과 수치해석 방법 4

제1절 지배방정식 4

제2절 해석대상 연소실 사양 5

제 3 장 음향학적 고찰과 계산전략 9

제1절 배플형 분사기의 음향학적 고찰 9

1. 음향학적 고찰 9

2. 계산 전략 10

제2절 음향공의 음향학적 고찰 11

1. 음향학적 고찰 11

2. 계산전략 12

제 4 장 계산 및 결과 13
제1절 배플형 분사기의 음향학적 고찰 13
1. 기본음향특성 13
2. 배플형 분사기가 장착된 연소실 응답 15
3. 간극에 의한 감쇠효과 증대 메커니즘 분석 17
4. 배플의 길이변화에 따른 효과 20
제2절 음향공이 장착된 연소실의 음향학적 고찰 24
1. 기음향공이 장착된 연소실 응답 24
제3절 음향공이 장착된 연소실의 연소장 고찰 26
1. 연소장 계산의 이론적 고찰 26
2. 중간생성물을 고려한 순간화학반응 계산 29
3. 음속 및 동조주파수 계산 35

제 5 장 결론 39

참 고 문 헌 41

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Typical Baffle and Acoustic Cavity 2

Fig. 2 Helmholtz and Quarter-wave Resonator 2

Fig. 3 Computational Grids of the Baffled Injector and Combustion Chamber ... 6

Fig. 4 Computational Grids of Combustion Chamber with Acoustic Cavity 7

Fig. 5 Computational Grids of Combustion Chamber with Acoustic Cavity and Injector Array 8

Fig. 6 FFT Spectrum of Acoustic Oscillations in an Unbaffled Chamber 14

Fig. 7 Pressure Field at the First Tangential (1T) Acoustic Mode at 10ms in an Unbaffled Chamber 14

Fig. 8 Acoustic Pressure Responses of 1T Mode in a Chamber with Baffled Injectors 16

Fig. 9 Damping Factor Ratio of 1T Mode as a Function of Gap of Baffled Injectors 16

Fig. 10 Dissipation Rate and Vorticity Field in a Chamber with Baffled Injectors 18

Fig. 11 Dissipation Rate and Vorticity as a Function of Gap of Baffled Injectors 19

Fig. 12 Resonant Frequency Characteristics for Various Baffle Length and Gap .. 20

Fig. 13 Damping Factor Ratio Characteristics for Various Baffle Length and Gap 21

Fig. 14 Dissipation Rate and Vorticity Field in a Chamber with 50mm-Baffled Injector

..... 22

Fig. 15 Dissipation Rate and Vorticity as a Function of Gap of Baffled Injectors 23

Fig. 16 FFT Spectrum of Acoustic Oscillations in a Chamber with Acoustic Cavity 24

Fig. 17 Tuning Frequency of Acoustic Cavity 25

Fig. 18 Pressure Wave in the Combustion Chamber 30

Fig. 19 Pressure Field 31

Fig. 20 Temperature Field 31

Fig. 21 Velocity Field 31

Fig. 22 Mach-Number Field 31

Fig. 23 Fuel(Kerosene) Field 32

Fig. 24 Oxidizer(Oxygen) Field 32

Fig. 25 Carbon-Dioxide(CO_2) Field 32

Fig. 26 Water-Vapor(H_2O) Field 32

Fig. 27 Carbon-Monoxide(CO) Field 33

Fig. 28 Hydrogen(H_2) Field 33

Fig. 29 Hydrogen(H) Field 33

Fig. 30 Monatomic-Oxygen(O) Field 33

LIST OF TABLES

Table 1 Firing-test Condition with KSR-III Rocket Engine 8

Table 2 Resonant Frequencies in an Unbaffled Chamber 13

Table 3 Resonant Frequencies in Combustion Chamber without Acoustic Cavity 24

Table 4 Gas Product Percentage (Mass Fraction) 34

Table 5 Gas Constant and Specific Heat Ratio 37

Table 6 Sound Velocity on a Each Acoustic Cavity 37

Table 7 Tuning Frequency on a Each Acoustic Cavity 38

NOMENCLATURE

t	Time
ρ	Density
P	Acoustic Pressure
μ	Viscosity coefficient
M	Mach-Number
c_0	Sound Velocity
∇^2	Laplacian Operator
f	Resonant Frequency
R	Radius of Chamber
L	Length of Chamber
δ	Delta Function
f_0	Tuning Frequency
c_{AC}	Sound Velocity in an Acoustic Cavity
S	Orifice Area
V	Volume of Acoustic Cavity
G_{AC}	Form Factor of Acoustic Cavity
l	Length of Orifice
pt_{AC}	Center Point in an acoustic Cavity
pt_{in}	Entrance of Orifice of acoustic Cavity
pt_{ch}	Point away from pt_{in} about 25mm
η	Damping Factor
ϵ	Dissipation Rate
$\overline{Q}$	Conservation Variables
$\overline{F_c}$	Convective Flux

$\overline{F_d}$	Diffusive Flux
τ_d	Parcel Relaxation Time
D	Diffusion Coefficient
Y	Mass Fraction
Nu	Nussult Number
$\overline{R}$	Universal Gas Constant
γ	Specific Heat Ratio

ABSTRACT

Establishment of Basic Design Criteria on Passive Control Devices for Enhancement of Combustion Stability in a Rocket Engine

by Lee, Jung-yun

Advisor : Prof. Kim, Jae-Su, Ph. D.

Department of Aerospace Engineering,

Graduate School of Chosun University

The objective of the present study is to establish the basic design criteria on passive control devices such as baffle and acoustic-cavity for enhancement of combustion stability in a liquid rocket engine.

The first method is to use a baffle of the passive stabilization devices in order to ensure the combustion stability. In this study, we will use a baffled injector instead of typical baffle. Acoustic damping induced by gap of baffled injectors is investigated numerically, which are installed to suppress pressure oscillations in a rocket combustor. The previous work reported that the baffled injectors showed larger acoustic damping with the gap between injectors. It is simulated numerically in this study and its mechanism is examined. Damping factors are calculated as a function of gap of the baffled injectors and it is found that the optimum gap is 0.1 mm or so. For understanding of the improved damping induced by the gap, dissipation rate of turbulent kinetic energy and vorticity are calculated as a function of the gap. Both parameters have each maximum value at the specific gap and especially, the dissipation rate has the same profile as that of damping factor. It verifies that the improved damping made by the gap is attributed to the increased acoustic-energy dissipation.

The other method is to use an acoustic cavity and Helmholtz type resonator, in particular. The acoustic behavior in combustion chamber with acoustic cavity is numerically investigated by adopting linear acoustic analysis. From the numerical results, tuning frequency and geometric factor of acoustic cavity are found, respectively. Although acoustic stability is ensured from cold condition, gas property will be changed by inflow of gas product in acoustic cavity during a combustion. Inflow of gas product increases gas temperature in an acoustic cavity and brings about change of sound speed. Accordingly, acoustic cavity is redesigned for better tuning.

제 1 장 서 론

제 1.1 절 연구의 필요성

자동차 엔진, 보일러, 산업용/항공기용 가스터빈 연소기나 로켓엔진/모터의 연소실과 같은 실용 연소기를 설계하는 과정에서, 설계자가 유념해야 할 여러 가지 설계 항목중의 하나로 연소과정에 의해 유발되는 고주파 연소 불안정(또는 음향 불안정; acoustic instability)이 있다. 음향 불안정은 설정된 연소기의 작동조건에서 안정한 성능을 발휘할 수 있느냐의 여부를 좌우하며, 지난 수십년동안 여러 연소 시스템의 개발에 큰 장애요소로 인식되어왔다. 특히, 음향 불안정이 가장 유해하게 그리고 파괴적으로 나타나는 연소 시스템은, 고압에서 작동하여 에너지 밀도가 높은 상태로 연소가 발생하는 로켓엔진인 것으로 알려져 있다[1-4]. 연소실내에서 발생하는 음향 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열 방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 음향 불안정의 부정적 결과로서 분사기면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 그로인한 열 손상, 심한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화가 초래되는 것으로 알려져 있으며, 최악의 경우 연소실의 열적/기계적인 파괴에까지 이르기도 한다[4, 5]. 따라서 연소 시스템의 안정적인 운용을 위해 연소실의 연소 안정성(음향 안정성)을 확보하는 것은 연소기 개발의 필수 요소이다. 특히, 로켓 엔진 시스템에 초점을 둔다면, 우주기술(space technology)에 있어 후발국인 한국의 경우, 과거 우주개발 선진국에서 경험한 음향 불안정의 문제로 인해, 시간적/물질적 손실을 부담할 여력이 없으므로 단기간에 음향 안정성을 제어할 수 있는 설계 기술을 확보할 것이 요구되고 있다.

음향 안정성 확보를 위한 원천적 방안으로 연소 현상 자체를 능동적으로 제어하려는 여러 가지 방법들이 시도되고 있는데, 이를 능동제어방법이라 부른다[6, 7]. 또 다른 방법으로, 연소실내에서 발생할 수 있는 음향파 모드를 억제하는 수동제어기구(passive control device)의 장착이 있다. 음향 안정성을 확보하는 대표적인 수동제

어기구로서 Fig. 1에 나타낸 바와 같은 배플(baffle)과 음향공명기(acoustic resonator or cavity)가 있다[4, 8, 9]. 음향공명기는 Fig. 2에 나타낸 바와 같은 두가지 형태로 분류할 수 있다. 배플과 음향공명기는 고유의 특징과 장단점이 있으나, 실용적인 적용단계에서는 배플이 좀 더 보편적으로 사용되어 왔고 상대적으로 확실한 음향 감쇠(damping)의 효과를 나타내는 것으로 알려져 있다. 음향공명기의 대표적인 단점중 하나는, 감쇠시킬 수 있는 음향모드의 주파수대역이 좁다는 것이다. 그러나 음향공명기의 적용을 통하여 음향 안정성을 확보한 예와 음향공명기의 효능에 관련된 긍정적인 연구 결과도 보고되어 왔다[10-12].

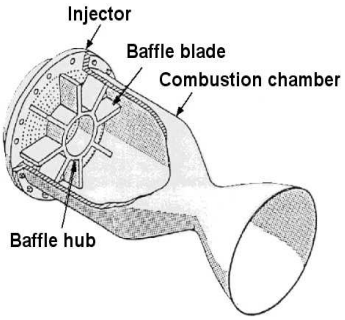


Fig. 1 Typical Baffle and Acoustic Cavity

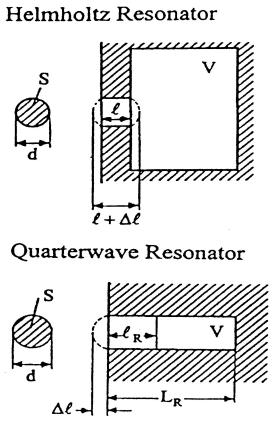


Fig. 2 Helmholtz and Quarter-wave Resonators.

본 연구에서는 위의 두 가지 방법 중 수동제어기구에 초점을 맞추었다. 현재 연구개발 현장에서 개발중인 배플형 분사기(baffled injector)와 음향공명기의 설계 기준을 구축하는 연구를 수행하였다. 배플형 분사기란, 분사기가 연소실 내부로 돌출되어 배플의 형상을 갖는 분사기를 의미한다.

제 1.2 절 연구 목적

국내 연구소에서 개발중인 고성능의 로켓 연소기에는 설계 초기에 안정성 여분(margin)이 충분히 확보될 수 있는 분사기를 채택하고 있다. 그러나, 실제 개발 과정중에 또는 실제 비행중 예기치 못한 원인으로 연소불안정성이 발생할 가능성을 배제할 수 없다. 따라서, 이를 대비하여 연소 안정화 기구를 장착할 것으로 고려해야 한다. 또한, 개발 기간중 연소불안정으로 인해 개발 기간 지연의 문제를 방지하기 위한 백업 업무로서 연소 안정화 기구의 설계 데이터베이스를 확보할 필요가 있다[19].

본 연구를 통해서, 로켓엔진 연소기의 연소 안정화를 달성하기 위해 채택되고 있는 수동제어기구인 음향공과 배플형 분사기의 설계 기준안을 구축하고자 한다. 배플형 분사기에 대해서는 음향감쇠 메커니즘을 분석하고, 간극에 의한 감쇠 능력 향상 정도를 계산하며, 배플 길이가 최적 분사기 간극에 미치는 영향을 분석한다. 그리고, 음향공명기에 대해서는 공명기내 가스 물성치를 개략적이나마 예측하는 방법을 수치적으로 탐구하고, 물성치를 예측/검증하는 과정을 밟아 계산 결과를 토대로 음향공의 동조주파수를 예측하고자 한다.

제 2 장 지배방정식과 수치해석 방법

제 2.1 절 지배방정식

2.1.1. 배플형 분사기(Baffled Injector)

본 연구에서는 연속방정식과 운동량 방정식, 즉, Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식, 상태방정식의 풀이를 통해 연소실내의 압력 섭동을 풀이하였다. 한 예로, 주요 보존 방정식인 Navier- Stokes 방정식은 다음과 같이 유도할 수 있으며, Eq. 1과 같다[13].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i)+\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i u_j)=-\frac{\partial P}{\partial x_j}+\frac{\partial}{\partial x_i}((\mu\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\mu\frac{\partial u_j}{\partial x_i})-\frac{2}{3}\mu(\frac{\partial u_m}{\partial x_m}\delta_{ij})+\rho f_i \qquad (1)$$

여기에서, t는 시간, x_i는 i방향의 좌표계, u_i는 i방향으로의 속도, ρ는 유체의 밀도, P는 압력, μ는 점성계수, δ_{ij}는 Kronecker 델타, f_i는 i방향의 체적력을 나타낸다.

2.1.2. 음향공명기(Acoustic Cavity)

유동장은 확장된 Navier-Stokes 식을 적용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \overline{Q}}{\partial t}+\overline{\nabla}\cdot\overline{F_c}-\overline{\nabla}\cdot\overline{F_d}=S_{evap}+S_{comb} \qquad (2)$$

여기서 $\overline{Q}$는 보존변수(conservation variables)이고 $\overline{F_c}$는 대류속(convective flux)이

며 $\overline{F_d}$는 확산속(diffusive flux)이다. 또한 S_{evap}는 액적증발에 의한 생성항이며 S_{comb}는 연소에 의한 생성항이다. 해석기법으로는 대류항의 처리를 위해 2차 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였고 비정상상태에서 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법[21]을 사용하였다. 또한 난류모델은 벽함수를 갖는 standard k-ε모델을 사용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k)=\rho P-\rho\epsilon+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon)=C_{\epsilon_1}\frac{\rho P\epsilon}{k}-C_{\epsilon_2}\frac{\rho\epsilon^2}{k}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}\right)\frac{\partial \epsilon}{\partial x_j}\right] \tag{4}$$

여기서 P는 다음과 같이 정의된다.

$$P=\nu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\frac{\partial u_m}{\partial x_m}\delta_{ij}\right)\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\frac{2}{3}k\frac{\partial u_m}{\partial x_m} \tag{5}$$

또한 위의 모델에서 적용한 상수는 다음과 같다.

$$C_{\epsilon_1}=1.44,\quad C_{\epsilon_2}=1.92,\quad \sigma_k=1.0,\quad \sigma_\epsilon=1.3 \tag{6}$$

화학반응모델은 Instantaneous 반응모델[21]을 사용하였으며 부분화학평형을 고려하여 반응유동장을 계산하였다.

제 2.2 절 해석 대상 연소실 사양

2.2.1. 배플형 분사기(Baffled Injector)

배플형 분사기 대해 수치해석에 사용된 격자계와 연소실 및 배플형 분사기의 기하학적 형상을 Fig. 3에 나타내었다. 연소실은 직경 380mm, 축방향 길이 475mm인 실린더 형태를 가지고 있으며, 허브는 직경이 145mm, 두께 17mm인 원통형으로 모사하였다. Fig. 3에 나타낸 바와 같이, 배플형 분사기는, 즉 배플 모양을 형성하는 부분의 분사기는 연소실 내부로 돌출되어 있다. 배플은 6개의 블레이드(blade)와 1개의 원형 허브(hub)로 구성하였다. 단, 허브 부분은 돌출된 분사기로 구성하지 않았다. 배플형 분사기가 설치될 때, 최적의 감쇠를 가지는 간극을 찾기 위하여 간극이 없는 경우(0.0 mm)를 포함하여 0.1 mm, 0.2 mm, 0.3 mm, 0.4 mm, 0.6 mm, 1 mm의 7가지 경우에 대하여 격자계를 생성하였다.

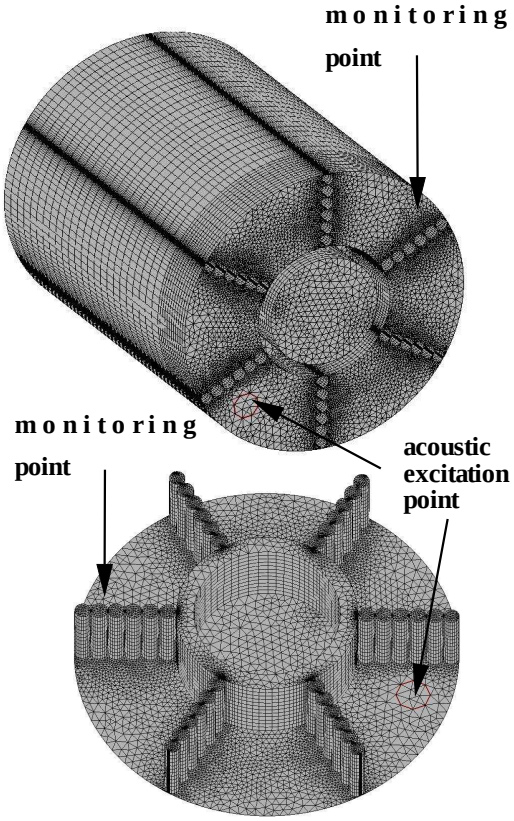


Fig. 3 Computational Grids of the Baffled Injector and Combustion Chamber

2.2.2. 음향공(Acoustic Cavity)

음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향해석을 위한 기하학적 형상을 Fig. 4에 나타내었다. 이 로켓엔진은 과거 국내의 로켓엔진 개발과정에서 제작된 로켓엔진 연소실로서 이 사양의 엔진에 음향공을 장착하여 계산을 수행하였다[19]. 음향 해석을 수행하기 위해 분사기면으로부터 노즐 목까지를 해석 영역으로 설정하였고, 연소실 주위에 12개의 음향공이 장착되어 있다. 본 연소실의 수축반각은 15도이며 분사기 면의 직경은 420mm, 노즐 목의 직경은 310mm, 분사기 면으로부터 노즐 목까지의 길이는 450mm, 수축부의 시작점부터 노즐 목까지의 길이는 243mm이다.

본 계산에서 약 50,000개의 격자가 사용되었으며, 해석 결과, 격자의 수를 증가시켜도 결과가 일정함을 확인하였다.

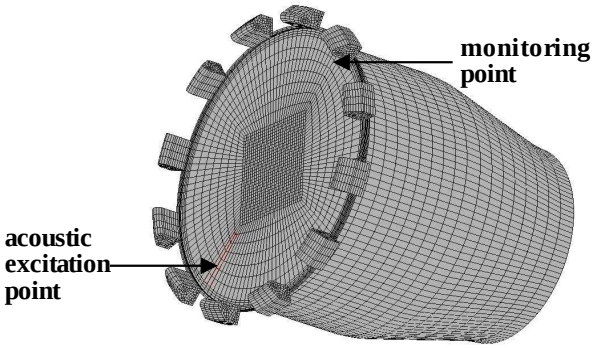
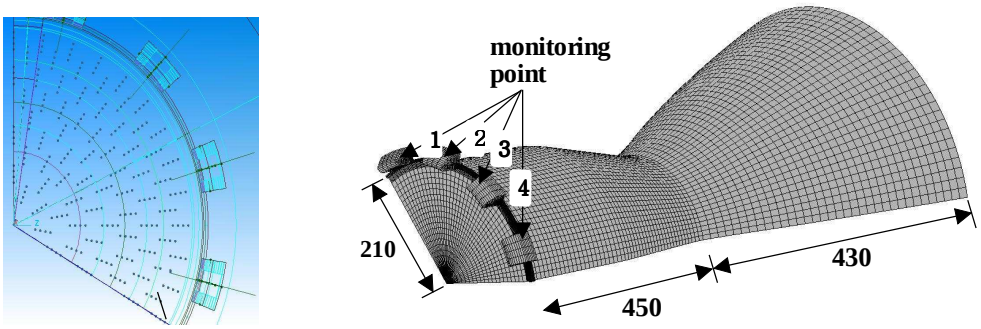


Fig. 4 Computational Grids of Combustion Chamber with Acoustic Cavity

나. 연소장 해석

연소장을 모사하여 음향공 내의 가스 생성물에 대한 물성치를 알아보기 위해 Fig. 5와 같은 연소실을 사용하였으며 이 경우 확장 노즐까지 고려하여 계산을 수행하였다. 확장 노즐의 경우, 노즐 출구의 직경은 696mm, 노즐 목에서 노즐 출구까지의 축방향 길이는 430mm이다.

3차원 연소실에 대한 계산을 수행하기 위해 전체 연소실의 체적을 고려할 수도 있으나, 본 연구에서 채택한 엔진의 분사기면에 분포된 분사기요소들은 원주방향으로 40도를 주기로 주기성을 가지고 있으며, 음향공은 120도를 주기로 4개씩의 주기성을 가지고 있으므로 반복되는 120도 부분을 선택하여 격자계를 구성하였다. 계산에 사용된 격자계를 Fig. 5에 나타내었다.



(a) Injector Array (b) Computational Grid

Fig. 5 Computational Grid of Combustion Chamber with Acoustic Cavity and Injector Array

사용된 격자수는 약 8,000개 이다. 사용된 분사기는 F-O-O-F 형태의 충돌형 분사기이며 Fig. 5에 보인 바와 같이 배열되어 있다. 실제 로켓 엔진에서 사용되는 전체 분사기 숫자는 216개이고, 본 연구에서는 76개의 분사기를 사용하였다.

해당 시험 조건은 table 1에 기술하였고[19, 20] 총 유량을 총 오리피스의 개수로 나누어 균등하게 분배되어 분사하도록 설정하였다.

Table 1 Firing-test Condition of Rocket Engine[19, 20]

Test	m (kg/s)		O/F Ratio
	Fuel	LOX	
Design Point	17.50	40.90	2.34

제 3 장 음향학적 고찰과 계산 전략

제 3.1 절 배플형 분사기의 음향학적 고찰

3.1.1. 음향학적 고찰

연소실의 기하학적 형상이 간단한 경우, 즉 원통형이나 구형인 경우 식(7)의 이론적인 해가 정해져있다. 배플형 분사기를 적용한 원통형 연소실은 기본적으로 종방향 모드(longitudinal ; L mode), 접선방향 모드(tangential ; T mode), 반경방향 모드(radial ; R mode)가 존재하게 된다[14]. 종방향과 접선방향의 음향모드는 각각의 방향에 대하여 cosine 함수의 형태를 갖고 반경방향과 접선방향 모드는 반경방향에 대해 Bessel 함수의 형태를 갖는데, 특기할 점은 접선방향 모드의 진폭이 Θ(접선방향 좌표축) 외에 r(반경방향 좌표축)에 의존하는데, 이러한 반경방향 좌표값이 클수록 진폭이 커진다[4, 8, 14].

완전한 원통형 연소실에 대한 각각의 음향모드를 구하는 식은 다음과 같다.

$$f_{m,n,q} = \frac{c}{2}\left[\left(\frac{\alpha_{mn}}{R}\right)^2 + \left(\frac{q}{L}\right)^2\right]^{1/2} \tag{7}$$

여기서, m, n, q는 각각접선방향, 반경방향, 종방향 음향모드를 나타내는 지수이고, R과 L은 각각 연소실의 반경과 축방향 길이를 나타낸다. 따라서 해석대상 연소실이 완전한 원통형이므로 식(7)를 이용하여 공진주파수, 특히 본 연구에서는 액체로켓엔진에서 존재할 수 있는 여러 가지 유해 음향모드 중 제 1접선방향 모드(1T mode)를 이론적으로 구할 수 있으며, 이는 수치해석적인 음향해석을 통해 구하여 비교할 수 있다. 또한 기본연소실(배플을 장착하지 않은 경우의 연소실)의 제 1접선방향 모드와 배플형 분사기를 장착한 연소실의 제 1접선방향 모드를 비교함으로서 음향감쇠 효과를 확인할 수 있다.

3.1.2. 계산 전략

채택한 수치해석 방법은 일반적인 편미분 형태의 보존방정식의 풀이 방법과 본질적으로 동일하다[13, 18]. 난류 모델로는 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다[13]. 연소실의 벽면과 분사기 면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 노즐 목 또한 음향학적으로 닫혀있다고 가정하고 벽 조건을 부여하였다. 초기조건으로는 정지상태의 공기가 연소실 내에 있다고 가정하였으며, 공기의 압력은 1기압으로, 온도는 300 K으로 설정하였다. 압력진동을 해석하기 위해서는 과도해석(transient analysis)을 수행해야 하며, 인위적인 압력교란을 위해 다음과 같은 압력가진 함수를 적용하였다.

$$p_{ext} = p_{amp}\delta(t-0.0001) \tag{8}$$

여기서 p_{amp}는 교란 압력파의 진폭을 나타내며, δ는 델타(delta)함수를 나타낸다. Fig. 3에 나타낸 바와 같이 압력 가진부(acoustic excitation point)는 분사기 장착면의 하단부 연소실 벽 근처에 위치시켰고, 압력진동을 관찰하기 위한 관찰점(monitoring point)은 압력 가진부의 180도 맞은편에 위치시켰다.

예비 계산을 통해 격자수에 따른 가진부의 영향, 관찰점의 위치에 따른 영향을 조사하였으며, 그 영향이 미약함을 확인하였다. 공간차분에는 2차 전방차분법(upwind scheme)을, 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 과도해석을 위한 시간간격은 10 μs로 설정했으며, 시간간격을 더 짧게 하여도 계산결과의 변화가 거의 없음을 확인하였다.

본 연구에서는 위와 같은 방법과 모델들을 채택하여 CFD-ACE[21]라는 수치해석 코드를 solver로 사용하여 계산을 수행하였다. 관련된 물리적 현상들의 상세한 모델링과 지배방정식 및 수치 해법들은 참고문헌[13, 18, 21~23]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다. 또한, 본 연구에서 채택한 수치해석 방법론과 이를 통해 얻은 결과들의 타당성은 선행 연구[18, 22]에서 실험 결과와의 비교를 통해 충분히 검증하였다.

제 3.2 절 음향공의 음향학적 고찰

3.2.1. 음향학적 고찰

앞에서 언급하였듯이, 수동제어기구로 사용되는 음향공명기로서 여러 가지 형태가 있을 수 있는데, 그 중 하나로 Fig. 2에 나타낸 것과 같은 헬름홀쯔형 공명기(Helmholts Resonator)가 있다. 음향공명기의 경우에는, 과거 국내 연구진이 실제 연소기에 적용해 연소 안정화를 달성하지 못한 사례가 있다. 이 사례를 중심으로 연구를 수행하였다. 음향공명기의 가장 중요시 되는 점은 설계시 사용되는 인자들의 값이 정확해야 음향공의 미세 동조가 가능하다는 것이지만, 이와 함께 가장 문제가 되는 설계 인자는 음향공명기 내부의 가스 물성치이다. 음향공의 동조주파수, f_0는 다음의 식으로 표현된다[11].

$$f_0 = \frac{c_{AC}}{2\pi}\sqrt{\frac{S}{V(l+\triangle l)}} = c_{AC} \times G_{AC} \tag{9}$$

여기서, c_{AC}는 음향공명기 내의 유체의 음속, S는 오리피스 단면적, V는 음향공의 체적, l은 오리피스의 길이, $\triangle l$은 질량보정인자로서 근사적으로 0.85 d(d는 오리피스 직경)로 나타낼 수 있다. 기하학적 형상과 관련된 인자를 모두 묶어 G_{AC}라 표시했으며, 이를 음향공의 형상인자라 부르겠다. 위 식(9)에 나타낸 여러 가지 설계 인자 중 음향공 내의 유체의 음속, c_{AC}를 정확히 평가하기 위해서는 음향공 내부에 존재하는 가스의 물성치를 정확히 파악해야 한다. 이전에 수행했던 국내 연구진의 시험과정에서 음향공 내부의 온도는 연소 시간의 경과에 따라 꾸준히 상승한 것으로 파악되었다. 그러나, 온도 상승의 이유가 단순히 열전달에 의한 것인지, 연소실내 연소가스가 음향공명기 내부로 유입된 때문인지는 명확히 규명할 수 없었다. 따라서, 향후 연구소 실무진이 좀더 정확한 물성치를 평가할 수 있는 기본 데이터를 제공하기 위해, 본 연구에서는 음향공명기 내부의 가스 물성치를 예측하

는 해석적 연구를 수행하였다.

3.2.2. 계산전략

가. 음향해석 방법

음향공에 대한 모든 경계조건은 배플형 분사기와 마찬가지로 모든 연소실의 벽면과 분사기 면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 노즐 목 또한 음향학적으로 닫혀있다고 가정하고 벽 조건을 부여하였다.

압력 가진 음원은 분사기면의 r/R=0.67에 위치한 곳에서 음원 면적이 분사기면 면적의 1.8%에 해당하도록 설정하여 델타 가진(500Pa)을 하였다. 압력진동 진폭의 값을 나타내기 위한 대표적인 관찰점(monitoring point)으로 가진 점의 맞은편에 위치한 세 개의 지점을 선택하였다.

(1) 음향공 내의 중앙지점(pt_{AC})
(2) 연소실 벽과 맞닿는 오리피스 입구 지점(pt_{in})
(3) pt_{in}으로부터 25mm 떨어진 지점(pt_{ch})

위의 세 개의 관찰점으로부터, 연소실의 응답을 대표하는 지점을 pt_{ch}로 선정하여 음향공 내의 음향 응답과의 비를 이용하여 음향공의 동조주파수를 구할 수 있다.

제 4 장 계산 및 결과

제 4.1 절 배플형 분사기의 음향학적 고찰

4.1.1. 기본 음향 특성

분사기형 배플의 음향 감쇠 특성을 계산하기에 앞서 먼저, 배플이 장착되지 않은 기본 연소실의 공진 모드를 먼저 조사하였다. 계산 결과, 1L(제1 종방향), 1T(제1 접선방향) 등의 음향모드를 가지는 응답을 확인할 수 있었다.

Table 2. Resonant Frequencies in an Unbaffled Chamber

Mode	1L	1T	1T1L
Analytic [Hz]	357.9	524.3	634.8
Experimental [Hz]	359.9	533.4	643.0
Error[%]	+0.56	+1.74	+1.29
Numerical [Hz]	364.8	512.7	620.6
Error[%]	+1.9	-2.2	-2.2

이론 식[14]에 의해 계산된 주요 공진주파수 값과 본 수치해석 결과 값을 비교하여 Table 2에 나타내었다. Table 2에서 볼 수 있듯이 이론해와 수치해석적 결과가 거의 일치하는 것을 볼 수 있다. 따라서 본 연구에서 채택한 해석 방법 및 기법의 타당성을 확인할 수 있었다. 기본 연소실에서의 1T 모드 감쇠인자는 1.7%였으며, 본 계산을 통해 얻은 대표적인 음향 응답 신호를 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 7에 보인 음향장으로부터 가시적으로 1T 모드가 뚜렷이 나타남을 확인할 수 있었다. 이러한 점은 본 수치계산 결과의 타당성을 입증한다.

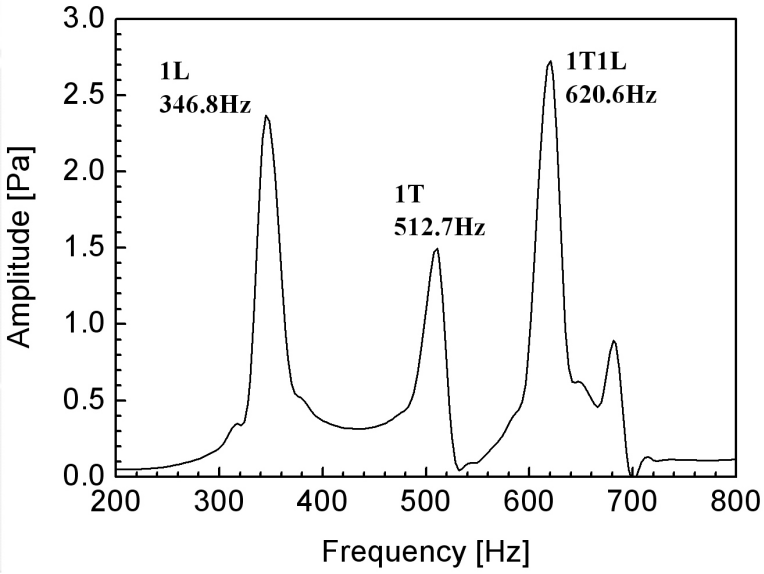


Fig. 6 FFT Spectrum of Acoustic Oscillations in an Unbaffled Chamber

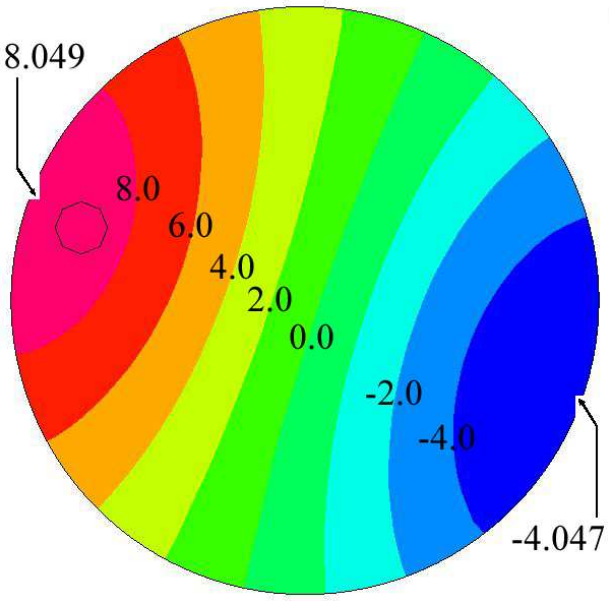


Fig. 7 Pressure Field at the First Tangential (1T) Acoustic Mode at 10 ms in an Unbaffled Chamber

4.1.2. 배플형 분사기가 장착된 연소실 응답

Figure 3에 나타낸 바와 같은 배플형 분사기의 축방향 길이는 70 mm로 설정되었다. 배플형 분사기 사이의 여러 가지 간극 크기에 따른 1T 모드의 주파수 응답 특성을 Fig. 8에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 간극이 없다가 0.1 mm 간극을 가지면서 음향 진폭이 크게 감소하고 이와 동시에 밴드 폭이 넓어지는 특성을 보인다. 그러나 간극이 점차 증가함에 따라 밴드 폭이 점점 감소함과 동시에 공진 주파수는 점점 증가하는 것을 알 수 있는데, 이것은 간극으로의 음향파 입/출입이 가능하게 되기 때문이다. 간극이 계속 증가하게 되어 무한대에 이르면 배플이 없는 경우와 정성적으로 같게 되므로, 공진 주파수와 진폭이 기본 연소실에서의 음향 응답에 접근하게 되고 감쇠인자 역시 크게 줄어들게 된다.

이러한 간극에 따른 감쇠인자 비를 Fig. 9에 나타내었다. 이 결과를 바탕으로 가장 감쇠 효과가 크게 나타나는 간극이 존재함을 알 수 있고, 그 최적 간극이 약 0.1 mm 정도의 크기를 가질 것으로 예측할 수 있다. 이는 기존의 실험 결과에서 제시된 값과 같은 정도의 크기를 갖는다[24]

결과적으로, 분사기를 돌출시켜 배플을 형성하는 배플형 분사기를 적용하는 것은 음향학적으로 매우 효과적임을 알 수 있고, 이웃하는 분사기의 간극을 0.1 mm 내외에 배치한다면 우수한 음향 감쇠 능력을 가지는 배플을 설계할 수 있을 것이다.

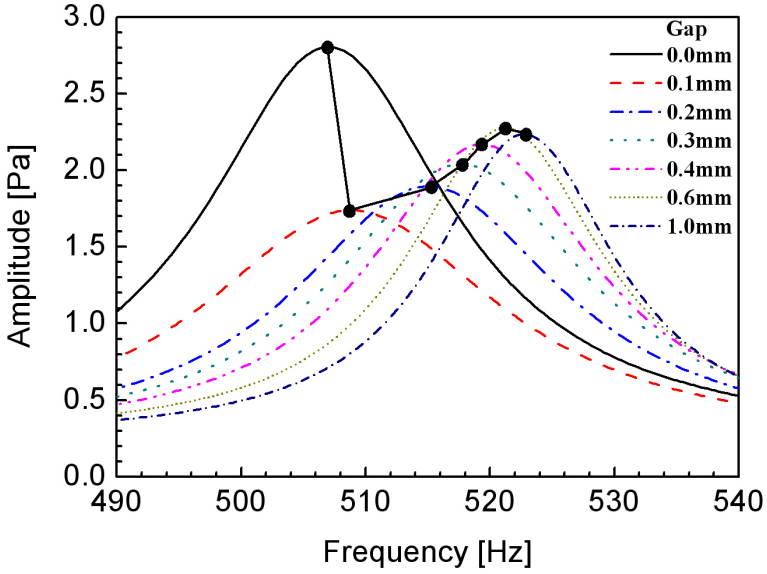


Fig. 8 Acoustic Pressure Responses of 1T Mode in a Chamber with Baffled Injectors

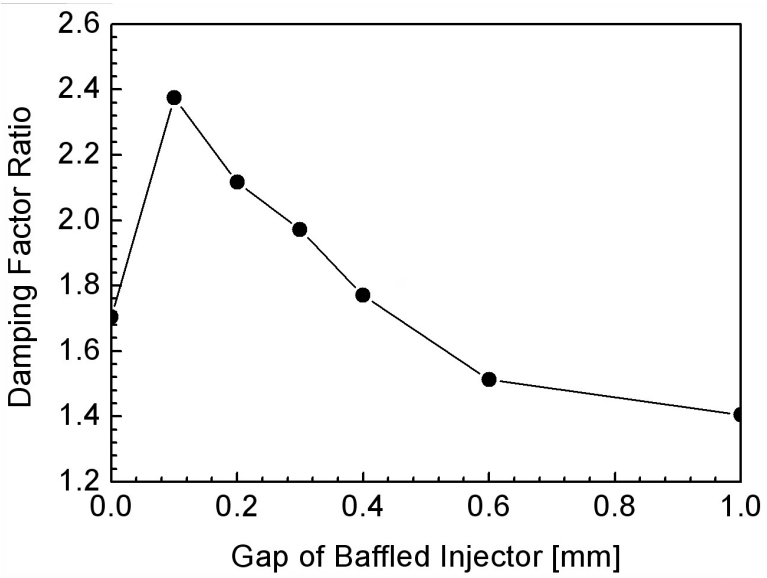


Fig. 9 Damping Factor Ratio of 1T Mode as a Function of Gap of Baffled Injectors

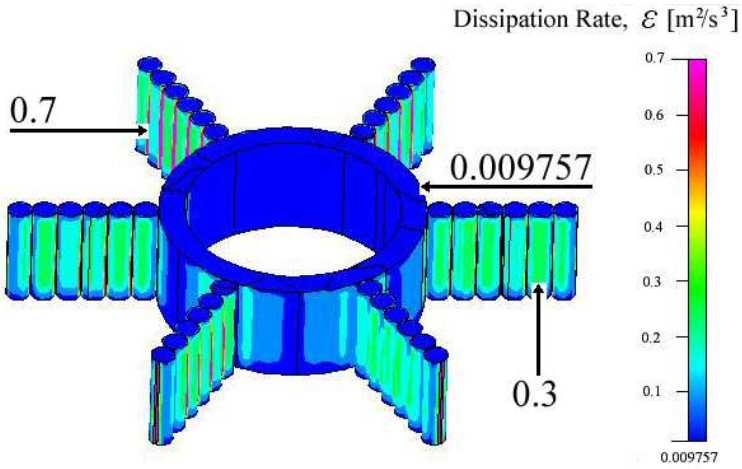
4.1.3. 간극에 의한 감쇠 효과 증대 메커니즘 분석

앞에서 기본연소실 대비 감쇠능력 향상 정도를 정량화하고, 이웃한 분사기 사이의 최적 간극을 제시하였다. 특정 모드의 음향 감쇠는 결국 그 모드의 음향 에너지가 소산(dissipation)되거나 다른 모드의 에너지로 분산(dispersion or scattering)되기 때문에 나타나는 것으로 볼 수 있다.

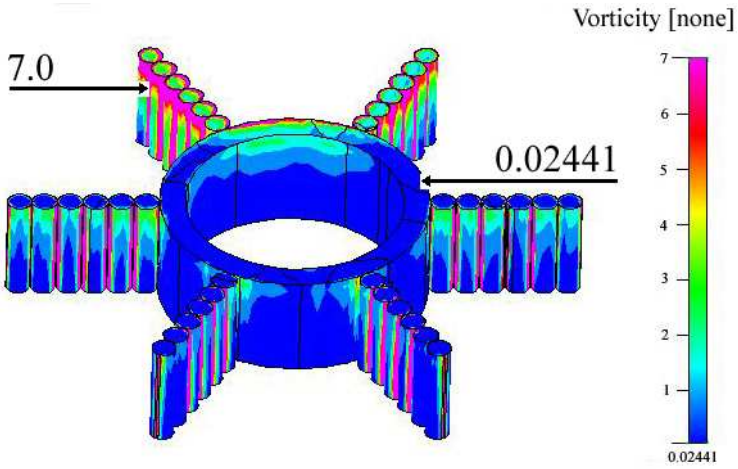
Figure 8의 결과로부터 1T 모드가 다른 모드로 바뀌거나 분할(split)되지는 않는다는 것을 알 수 있으므로, 소산이 원인일 가능성이 높다. 음향 에너지 소산은, 분사기 표면에서의 점성에 의한 소산과 와(vortex) 형성에 의한 소산으로 분류해 볼 수 있다. 이를 각각 난류 운동 에너지 소산율(dissipation rate), ϵ과 와도(vorticity)로 정량화하였다. 와도는 각속도의 2배로서 $\nabla \times \vec{V}$로 표현되며, 와류의 강도를 나타낸다. 난류 운동 에너지 소산율은 점성에 의한 음향 에너지 소산율과 비례하는 인자로서 선택되었다[2].

Figure 10에 난류 운동 에너지 소산율과 와도의 분포를 나타내었다. 소산율과 와도를 나타낼 때, 전체 표면에서 연소실 표면과 분사기 장착면(faceplate)을 제외한 돌출된 분사기의 표면위에서의 에너지 소산율과 와도를 구해서 Fig. 11에 나타내었다. 그림에서 보듯이 소산율과 와도는, 배플 블레이드(blade)를 형성하는 분사기 주위 표면과 그 분사기에 인접한 허브(hub) 표면에 집중적으로 분포함을 알 수 있다. 허브 부분의 경우 분사기와 인접하지 않은 부분은 에너지 소산과 와도가 작음을 알 수 있었다. 특히, 배플 블레이드를 형성하는 분사기의 표면 중에서도 분사기 사이의 간극 부분에서 큰 값을 보였다. 이러한 계산 결과를 바탕으로 간극 크기에 따른 에너지 소산율과 와도를 나타내기 위해, 각각을 표면적에 대해 평균을 내어 이를 대표값으로 취하였다. 이렇게 구한 평균 소산율 값과 와도를 간극 0.0 ~ 1.0 mm에 대해 Fig. 11에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이, 에너지 소산율의 간극에 따른 변화 추이는 간극에 따른 감쇠인자의 변화 추이(Fig. 9 참고)와 거의 일치하였다. 이러한 특성은 와도의 변화 추이를 통해서도 확인할 수 있었으나 극점을 갖는 간극의 값에서는 서로 차이를 보였다. 이를 통해서, ‘분사기간 간극이 존재하면 음

향 에너지 소산이 증가하여 최적의 감쇠 효과를 발휘하는 최적 간극이 존재하게 된다'는 결론을 도출할 수 있다.

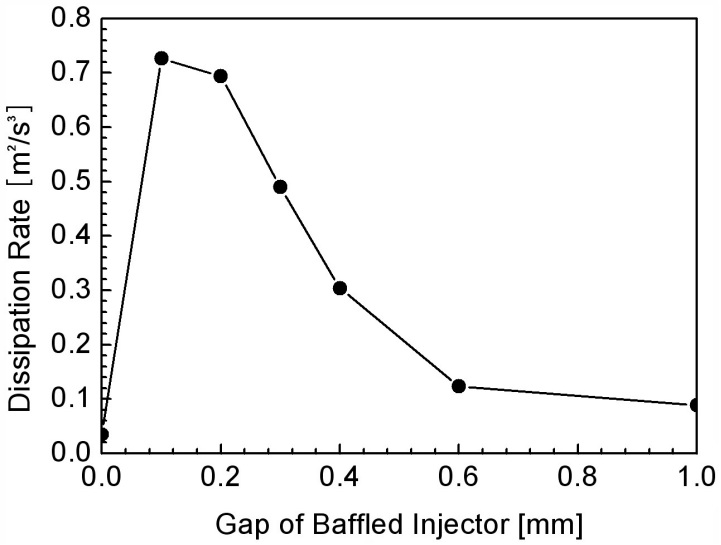


(a) Dissipation Rate field

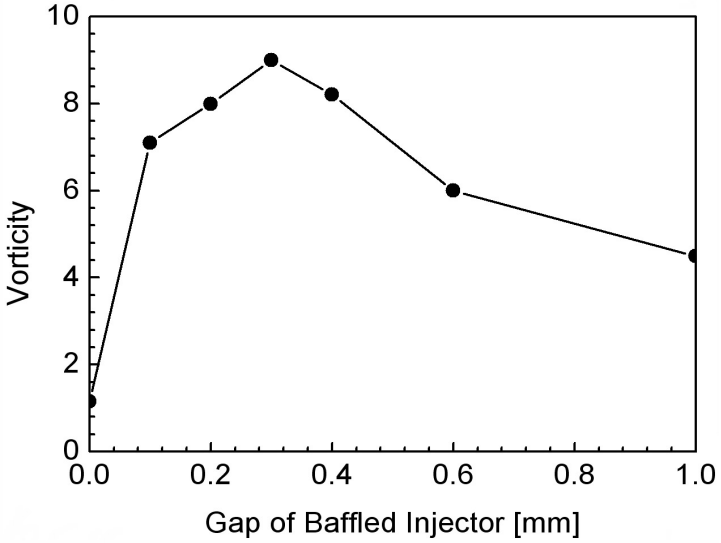


(b) Vorticity field

Fig. 10 Dissipation Rate and Vorticity Fields in a Chamber with Baffled Injectors (Length of Baffled Injector : 70mm)



(a) Dissipation Rate of Kinetic Energy



(b) Vorticity

Fig. 11 Dissipation Rate and Vorticity as a Function of Gap of Baffled Injectors (Length of Baffled Injector : 70mm)

4.1.4. 배플의 길이 변화에 따른 효과

지금까지 배플 길이가 축방향으로 70mm일 경우에 대한 음향 응답과 감쇠 효과 및 메커니즘을 분석하였다. 이때 배플의 길이를 50mm로 변화 시켰을 때의 공진 주파수를 Fig. 12에 비교하여 보았다. 또한 Fig. 12을 통해 실험적으로 선행되었던 결과와 비교하여 나타내었다[24].

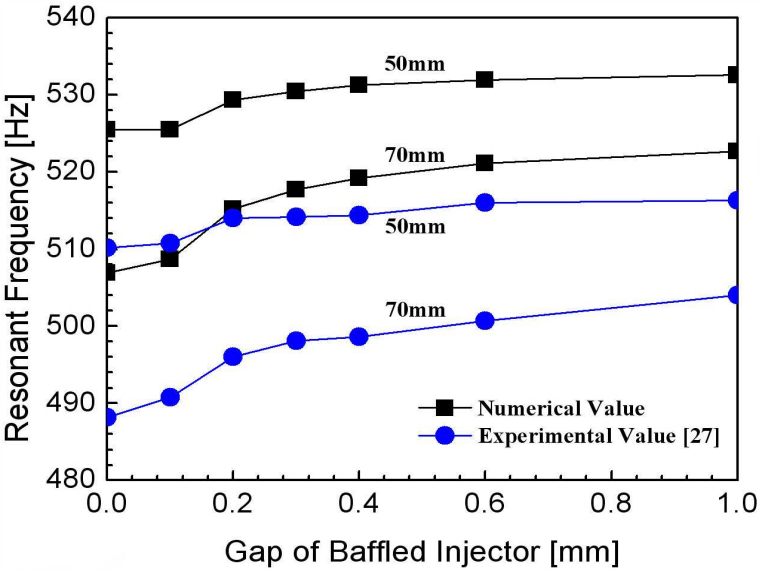


Fig. 12 Resonant Frequency Characteristics for Various Baffle Length and Gap

Figure 12에 보이는 바와 같이 같은 배플의 길이가 길어질수록 공진 주파수의 변화가 크지만, 간극이 증가하면서 공진주파수의 변화가 작아지는 것을 확인할 수 있다. 배플의 길이가 50mm가 되면서 분사기 간극에 의한 음향파의 입/출입보다는 배플 길이가 20mm 감소하면서 생기는 음향파의 입/출입이 상대적으로 더 크기 때문으로 여겨진다. 또한 두 가지 배플 길이에 따른 수치해석적인 감쇠인자 비(배플이 없는 연소기에서의 감쇠인자 값으로 무차원화 하였음)와 실험을 통해 구한 감쇠인자 비를 Fig. 13에 나타내었다.

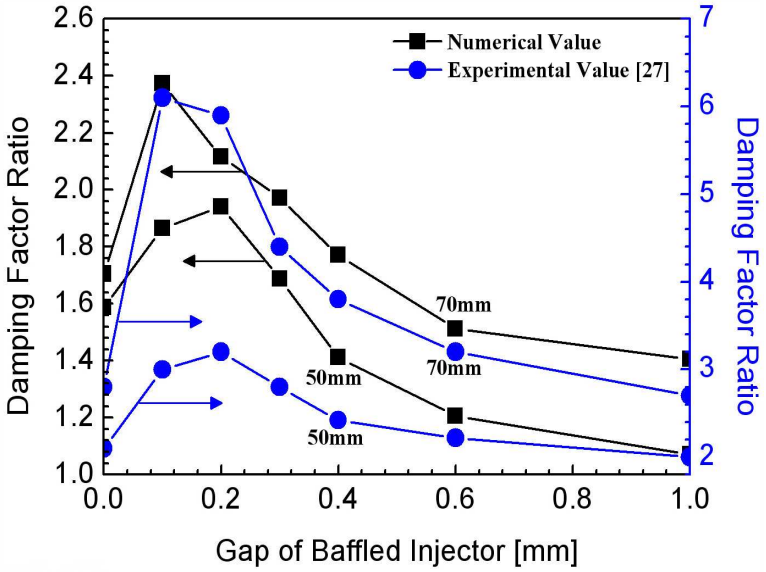
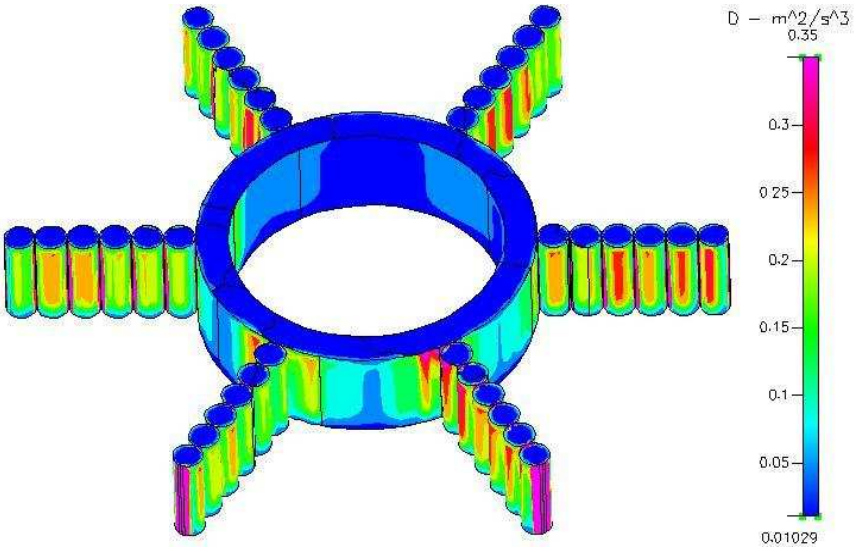


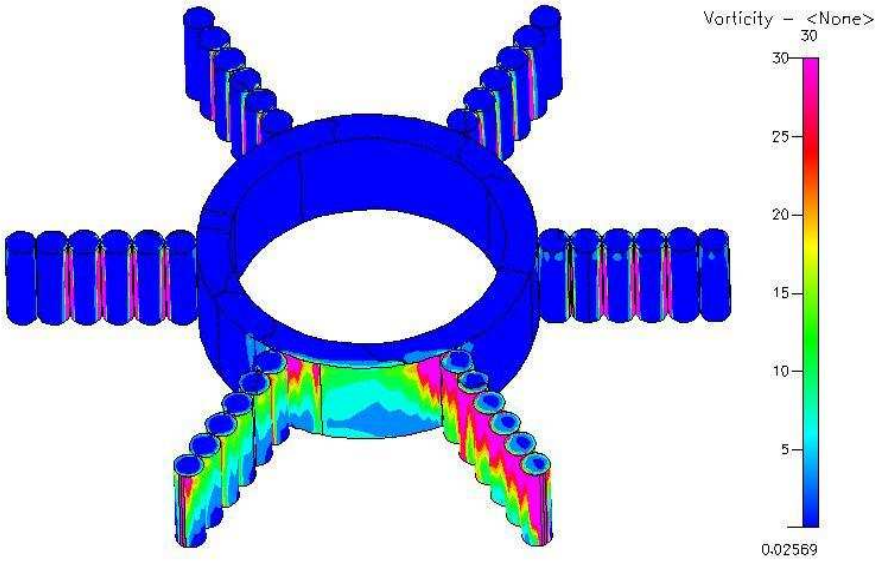
Fig. 13 Damping Factor Ratio Characteristics for Various Baffle Length and Gap

배플 길이에 따라 0.2mm 간극 이하에서 공진 주파수의 변화 폭이 크다는 것을 Fig. 12를 통하여 관찰할 수 있었고, 0.1~0.2mm 범위에서 다른 간극에 비하여 상대적으로 큰 감쇠인자비를 Fig. 13을 통하여 확인할 수 있다.

Figure 14에 배플 길이에 따른 난류 운동 에너지 소산율과 와도의 분포를 나타내었다. 소산율과 와도를 나타낼 때, 70mm 길이를 같는 배플과 마찬가지로 전체 표면에서 연소실 표면과 분사기 장착면(faceplate)을 제외한 돌출된 분사기의 표면위에서의 에너지 소산율과 와도를 구해서 Fig. 15에 나타내었다. 이때도 역시 계산 결과를 바탕으로 간극 크기에 따른 에너지 소산율과 와도를 나타내기 위해, 각각을 표면적에 대해 평균을 내어 이를 대표값으로 취하였다. 이렇게 구한 평균 소산율 값과 와도를 간극 0.0 ~ 1.0 mm 에 대해 Fig. 15에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이, 에너지 소산율의 간극에 따른 변화 추이는 간극에 따른 감쇠인자의 변화 추이(Fig. 9 참고)와 거의 일치하였다. 이러한 특성은 와도의 변화 추이를 통해서도 확인할 수 있었으나 배플 길이가 50mm일 경우에 수치해석적인 오차로 인해 결과와는 약간의 차이를 보였다.

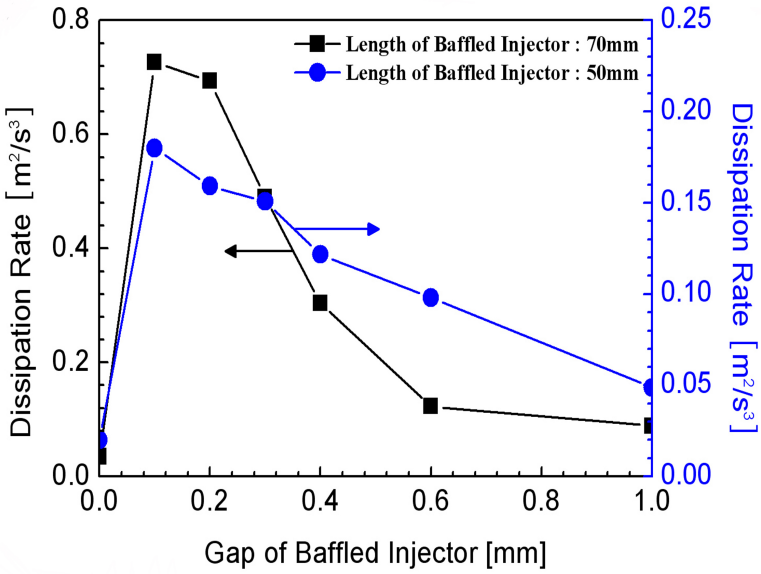


(a) Dissipation Rate field

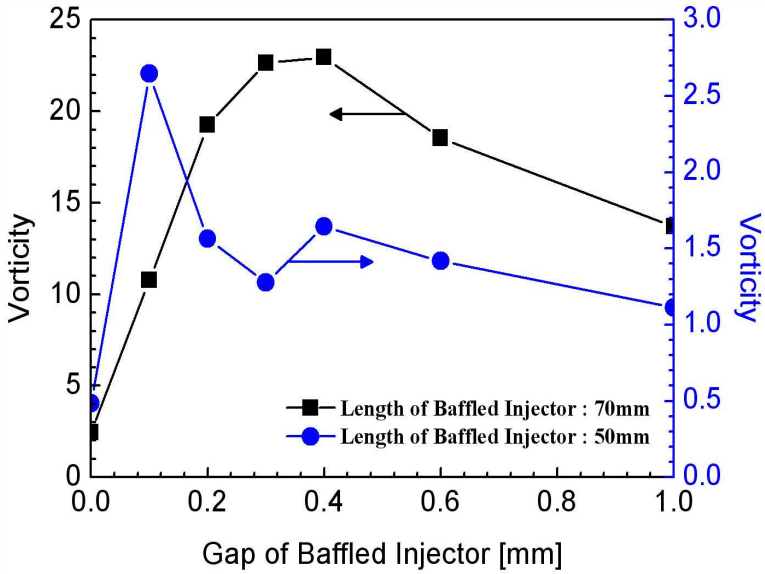


(b) Vorticity field

Fig. 14 Dissipation Rate and Vorticity Fields in a Chamber with 50mm-Baffled Injectors (Length of Baffled Injector : 70mm)



(a) Dissipation Rate of Kinetic Energy



(b) Vorticity

Fig. 15 Dissipation Rate and Vorticity as a Function of Gap of Baffled Injectors

제 4.2 절 음향공이 장착된 연소실의 음향학적 고찰

4.2.1. 음향공이 장착된 연소실 응답

음향공의 주파수동조를 위하여 음향공이 없는 기본 연소실(또는 음향공이 전혀 동조되어 있지 않은 연소실)의 공진 주파수를 알아야 하며 기본 공진 주파수는 선행연구를 통해 알려져 있다[25]. 이 기본 공진주파수를 Table. 3에 나타내었다.

Table 3. Resonant Frequencies in Combustion Chamber without Acoustic Cavity

acoustic modes	1L	1T	1T1L	2L	2T
frequencies [Hz]	410.8	513.9	694.1	759.8	824.1

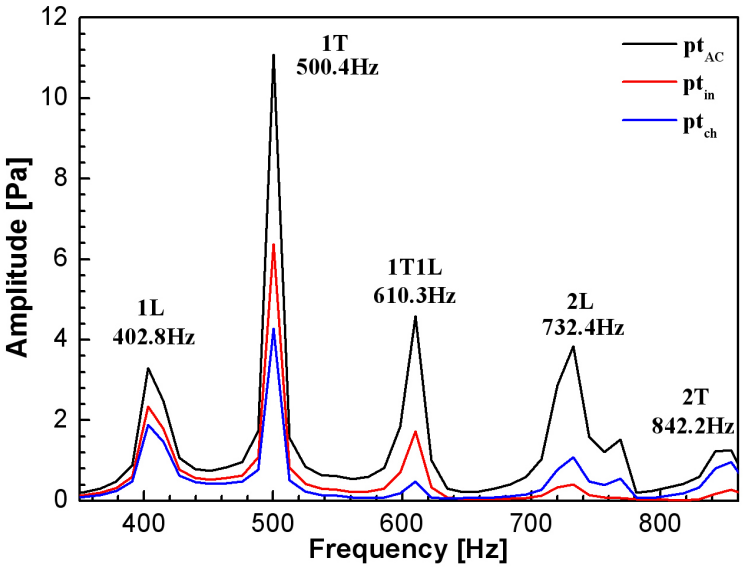


Fig. 16 FFT Spectrum of Acoustic Oscillations in a Chamber with Acoustic Cavity

본 연구의 해석 대상 연소실에 장착된 음향공의 경우 곡률로 인해 형상이 단순하지 않음으로 음향공의 형상 인자, G_{AC}를 결정하는데 어려움이 있다. 형상인자, G_{AC}를 결정하기 위하여 연소실 내의 음속을 340m/s로 설정하고 앞에서 언급한 것과 같이 델타가진을 하여 세 개의 관찰점에서 공진 주파수를 구한다. 세 개의 관찰점에 의한 음향파를 Fig. 16에 나타내었다. Fig. 16에서 보이는 바와 같이 Table 3과 비교하여 공진주파수가 기본형 연소실에 비하여 전체적으로 낮아짐을 볼 수 있고, 특기할 점은 646.9 Hz를 중심으로 좌우의 압력진동 진폭이 상당히 감소하였음을 알 수 있다. 또한 선행연구[25]를 통해 곡선의 모양이 완만하다는 것을 알 수 있는데 이것은 음향공에 의해 음향파의 감소가 일어났음을 알 수 있다. 음향공의 동조주파수를 구하기 위하여 연소실내의 음향파와 음향공 내의 음향파 비, 즉 pt_{AC}/pt_{ch}를 이용하여 구하고 그 값이 최대인 주파수에 해당한다. 주파수는 646.9 Hz이며 Fig. 17에 나타내었다. 따라서, 식 (9)에 의해 G_{AC}는 $1.9m^{-1}$이고 이 주파수가 압력진동에 대해 가장 효율적으로 음향진동을 흡수/소산 시킬 수 있다. 이 값은 연소장을 모사하여 계산 할 경우 음향공의 주파수 대역을 조절하는데 큰 역할을 할 것이다.

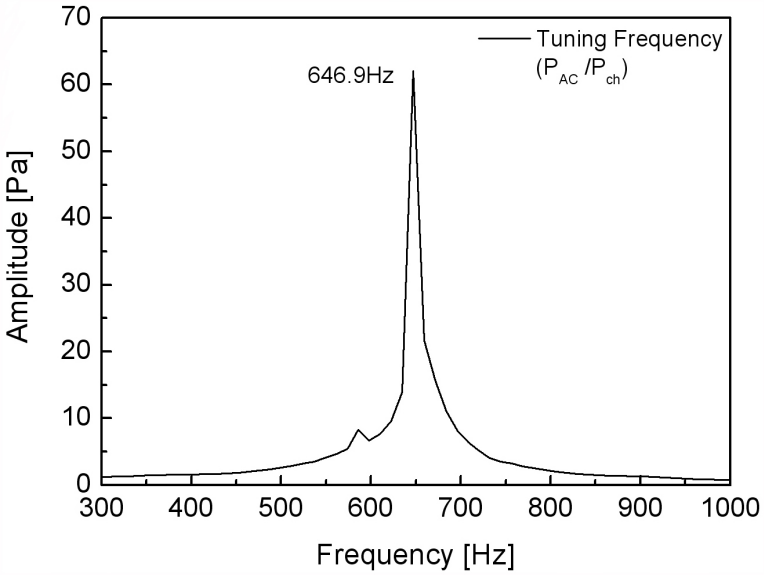


Fig. 17 Tuning Frequency of Acoustic Cavity

제 4.3 절 음향공이 장착된 연소실의 연소장 고찰

4.3.1. 연소장 계산의 이론적 고찰

순간 화학반응을 계산하기 위해 Fig. 5에서 보이는 바와 같이 분사기를 배열하고 각각의 분사기당 오리피스에 Table 1에 나타낸 유량을 균등하게 분배하여 분사시켰다.

가. 분무모델

액상의 무화는 미립화(atomization)와 분무(spray)로 나눌 수 있다. 미립화는 액주(intact core)의 상태에서 액적이 분열되는 과정 및 2차 분열과정을 포함하는 것이고 분무는 미립화 과정으로 발생한 미세한 액적을 말한다. 또한 분무장에서의 모델들은 Eulerian 격자에서 액적의 추적을 하기 때문에 독특한 접근방법을 취해야 한다. 분무의 물리적 모델은 Crowe[26] 등이 제안한 PSI-CELL(Particle-Source In Cell)에 기초를 둔다. 액적의 거동에 대한 Lagrangian 방정식은 초기값에서부터 적분하여 얻어진다. 질량, 운동량, 에너지의 주위 유동장과의 상호교환은 확장된 Navier-Stokes 식의 생성항에 포함된다. 액적의 운동량 방정식은 다음과 같다.

$$m_d \frac{d\bar{v}}{dt} = C_D \rho_{liq} (\bar{u} - \bar{v}) |\bar{u} - \bar{v}| \frac{A_d}{2} - \nabla p V_d + m_d \bar{g} \qquad (10)$$

여기서 C_D는 액적의 항력계수이고 $\bar{v}$는 액적의 속도, $\bar{u}$는 가스장의 속도이며 A_d는 액적의 표면적이고 V_d는 액적의 체적이다. 식의 우변은 점성항력, 압력구배, 중력 등으로 인하여 액적의 운동량에 변화를 주는 부분이다. 항력계수는 Reynolds수에 의해 변하는데 다음과 같다.

$$C_D = \begin{pmatrix} \frac{24}{Re} & Re \le 1 \\ \frac{24}{Re}(1 + 0.15 Re^{0.687}) & 1 < Re \le 1000 \\ 0.44 & Re > 1000 \end{pmatrix} \tag{11}$$

난류에 의한 액적의 dispersion을 고려하기 위해 액적 parcel의 순간적인 위치는 stochastic Lagrangian tracking[21]법에 의해 결정한다. *k*번째의 액적 parcel을 지배하는 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\bar{v}^k}{dt} = \frac{(\bar{u} - \bar{v}^k)}{\tau_d} + \bar{g} \tag{12}$$

τ_d는 parcel relaxtion time이고 다음과 같이 표현한다.

$$\tau_d^{-1} = \frac{3\rho C_d}{4\rho_d d_d} |\bar{u} - \bar{v}| \tag{13}$$

여기서 d_d와 ρ_d는 각각 액적의 지름과 밀도이다.

식(3.9)을 적분하면 액적 parcel에 대한 속도성분을 구할 수 있고 액적 parcel의 위치는 다음 식을 적분하면 얻어진다.

$$\frac{d\bar{x}_d}{dt} = \bar{v} \tag{14}$$

여기서 $\bar{x}_d$는 액적 parcel의 위치벡터이다.

증발에 의한 액적 질량의 변화는 다음 식에서 얻어진다.

$$\frac{dm_d}{dt} = -2\pi d_d \rho_{liq} D \ln(1+B_y) Sh \tag{15}$$

위의 식은 Ranz-Marshall의 관계식을 포함하고 있다. 질량전달수(mass tranfer number)와 Sherwood 수는 다음과 같이 정의된다.

$$B_y = \frac{Y_s - Y_\infty}{1 - Y_s} \tag{16}$$

$$Sh = 1 + 0.3 Re^{1/2} Sc^{1/3} \tag{17}$$

D는 확산계수(diffusion coefficient)이고 Y는 질량분율이다. 액적과 주위 유동장 간의 에너지 상호교환에 대한 식은 다음과 같다.

$$m_d C_{p,d} \frac{dT_d}{dt} = \dot{q} + L \frac{dm_d}{dt} \tag{18}$$

여기서 $\dot{q}$는 대류열전달이고 L은 액적의 증발잠열이다. 대류열전달은 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{q} = 4\pi r_d N_u k (T_g - T_d) \frac{\ln(1+B_y)}{B_y} \tag{19}$$

여기서 Nussult 수 Nu는 다음과 같다.

$$N_u = (1 + 0.3 Re^{1/2} \mathrm{Pr}^{1/3}) \tag{20}$$

위의 지배방정식들을 사용하여 가스 유동장에 대한 생성항을 계산할 수 있다.

본 계산에서 1차 액적 분열과정을 무시하였고, 2차 액적 분열과정으로 Rayleigh-Taylor 모델을 사용하였다. 연료는 케로신(kerosene), 산화제로는 액체 산소를 선정하였고, 분사기를 통하여 분사되는 액적의 크기 분포는, 연료의 경우 고정된 단일 크기로 설정하였고, 산소의 경우 Rosin-Rammler 분포를 따라 설정하였다.

나. 화학반응 모델

화학반응모델은 순간화학반응 모델과 다음의 일단계반응식을 고려해 볼 수 있다.

$$4C_{12}H_{23} + 71O_2 \leftrightarrow 48CO_2 + 46H_2O \tag{21}$$

위 반응에 대한 반응율은 다음의 Arrhenius 형태로 표현된다.

$$k_{C_{12}H_{23}} = -3.1 \times 10^9 \exp(-15000/T)[C_{12}H_{23}]^{-0.25}[O_2]^{1.25} \tag{22}$$

중간생성물로 CO, O, OH, H, H_2를 고려하여 부분 화학평형을 이룬다고 가정하여 온도장을 계산하였다.

4.3.2. 중간 생성물(Partial Equilibrium)을 고려한 순간화학반응 계산

순간화학반응(Instantaneous Reaction)을 통해 연소 생성물을 조사하는 것은 설계한 음향공이 음향학적으로 감쇠시키고자하는 특정한 동조주파수를 찾아 연소시에도 그 기능을 할 수 있도록 하는 것이다. 순간화학반응(Instantaneous Reaction)을 계산함에 있어 연소실 내의 압력파를 Fig. 18에 나타내었다.

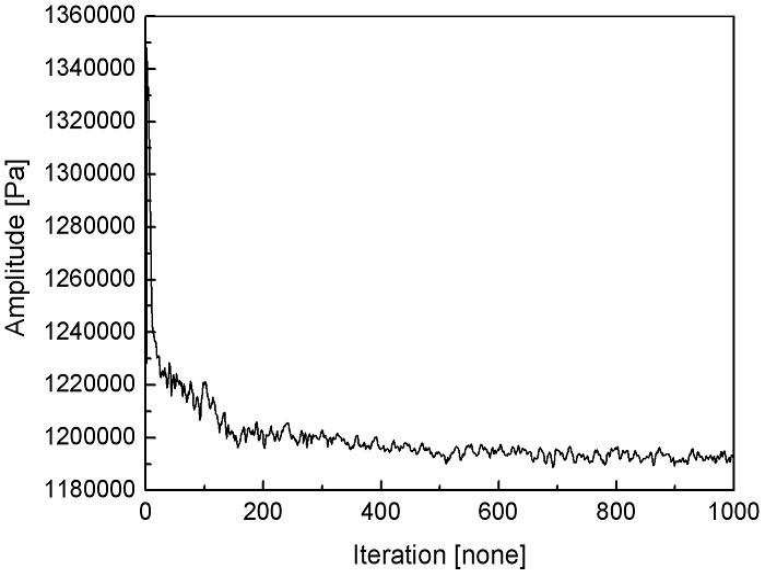


Fig. 18 Pressure Wave in the Combustion Chamber

Figure 18에서 보는 바와 같이 계산이 진행 되면서 압력파가 어느 한계 이상 변하지 않음을 확인할 수 있었고, 이것을 수렴 조건으로 볼 수 있었다. 또한 연소장을 모사한 결과를 보았을 때 연료(케로신 ; Kerosene)가 모두 소진되어 거의 0이 되었을 때를 수렴 조건으로 보았으며 본 계산에서는 모두 만족하였다.

다음은 계산 결과를 나타낸 것이다.

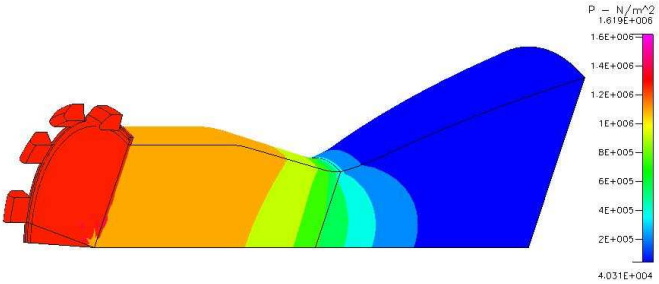


Fig. 19 Pressure Field

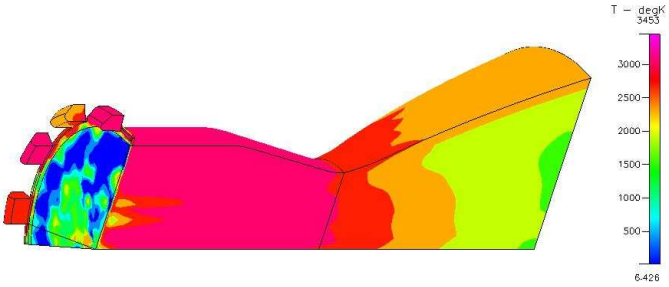


Fig. 20 Temperature Field

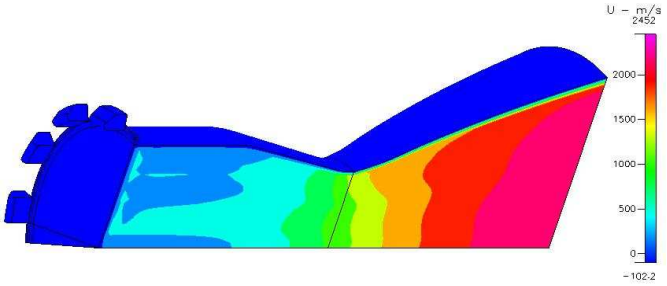


Fig. 21 Velocity Field

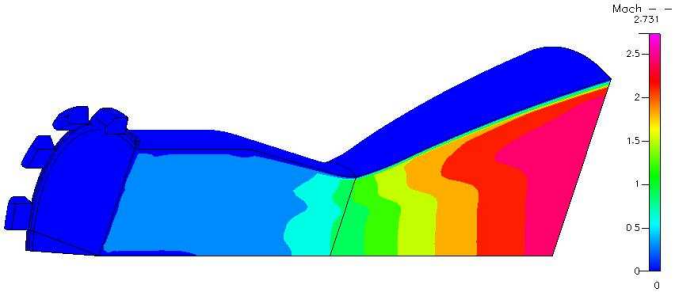


Fig. 22 Mach-Number Field

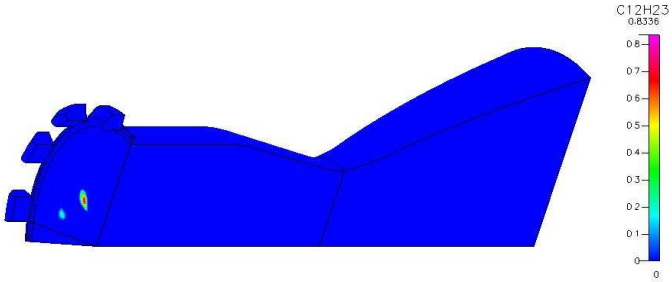


Fig. 23 Fuel(Kerosene) Field

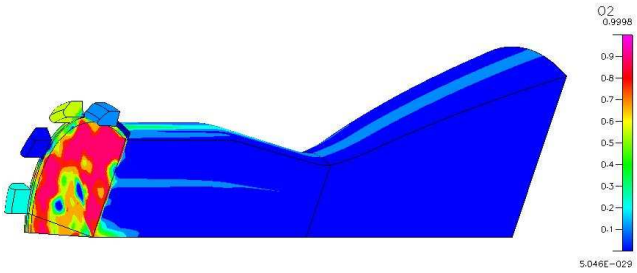


Fig. 24 Oxidizer(Oxygen) Field

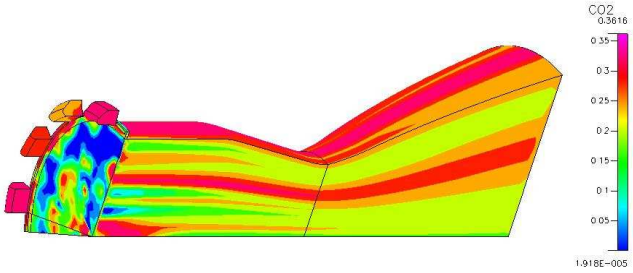


Fig. 25 Carbon-Dioxide(CO_2) Field

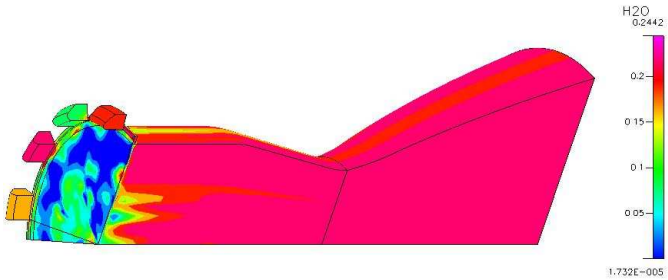


Fig. 26 Water-Vapor(H_2O) Field

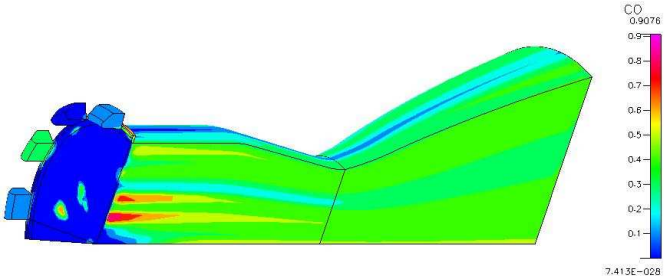


Fig. 27 Carbon-Monoxide(CO) Field

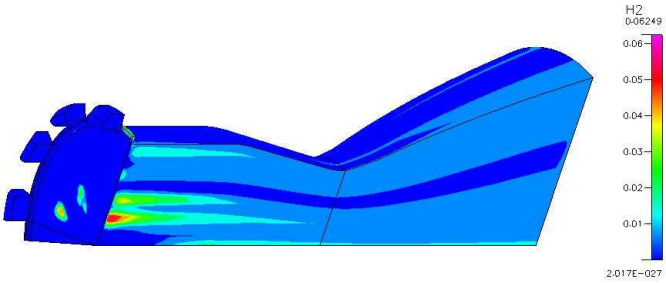


Fig. 28 Hydrogen(H_2) Field

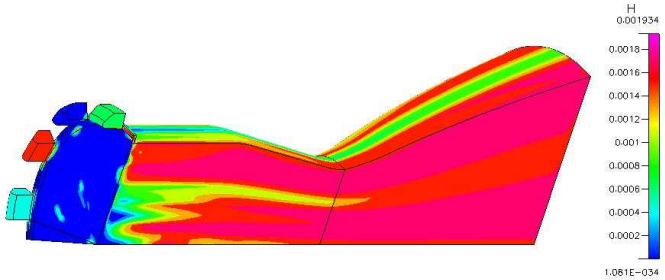


Fig. 29 Hydrogen(H) Field

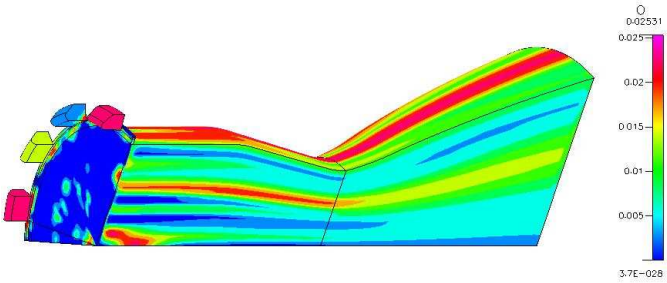


Fig. 30 Monatomic-Oxygen(O) Field

위의 결과를 바탕으로 연소실과 노즐을 제외한 음향공 내 연소 후의 압력, 온도 그리고 연소로 인한 생성물만을 고려하여 Table 4와 같은 결과를 얻을 수 있었다.

Table 4. Gas Product Percentages (Mass Fraction)

cavity	P	T	C12H23	CO	CO2	H
1	1320743.83	3050.37	0.0	14 %	36.1 %	0.1 %
2	1322794.52	3310.78	0.0	31.9 %	30.5 %	0.1 %
3	1327544.11	2762.74	0.0	1.6 %	29.5 %	0
4	1326117.16	2972.11	0.0	7.6 %	29.4 %	0

cavity	H2	H2O	O	O2	OH	생성물 합계
1	0.2 %	18 %	2.3 %	24 %	5.5 %	100 %
2	0.5 %	22.8 %	1.7 %	6.9 %	5.4 %	100 %
3	0	11.4 %	0.7 %	54.9 %	1.9 %	100 %
4	0.1 %	13.5 %	1.2 %	45.2 %	3 %	100 %

위의 Table 4는 중간 생성물을 고려하여 얻은 질량 분율을 퍼센트로 나타낸 것이다. Table 4에서 보이는 바와 같이 연료(케로신)는 4개의 음향공 내에서 그 값이 0이고 산화제인 O_2는 많은 비율을 차지하고 있음을 알 수 있다. 하지만 수치해석을 위해 초기조건으로 연소실 내에 존재하는 공기 대신 산화제인 산소(O_2)가 가득 차 있다고 가정하였고 그로 인한 결과로 볼 수 있기 때문에 연소로 인한 생성물 중 수소는 사실상 공기가 될 것이다.

기체상수를 결정하기 위해 Table 4를 이용하고, Table 4가 질량 분율로 결정되어 있기 때문에 기체상수의 정의에 의해 일반기체상수($\overline{R}$; Universal Gas Constant)를 각각의 분자량으로 나눈 값을 사용하였다. 이 값들은 참고문헌 [14]에 자세히 나와 있으므로 여기서는 생략한다. 온도에 따른 정압비열, C_p 또한 자세히 나와 있으므로 생략하겠다. Table 4에 나열한 온도결과를 보면, 상당히 높게 계산되었음을 알 수 있다. 이는 순간화학반응 모델을 쓰고, 단열 벽 경계조건을 사용한 때문이라고

생각되며, 향후 좀 더 실제 현상에 가까운 결과를 얻도록 적절한 반응 모델과 경계 조건 설정을 고려해야 할 것이다.

4.3.3. 음속 및 동조 주파수 계산

동조 주파수를 구하기 위해 음향공 내의 음속 계산에 필요한 비열비 및 기체상수를 알아야만 한다. 다음은 계산 과정을 나타낸 것이다.

1. 음향공 내의 압력, 온도 및 체적에 대한 연소가스의 질량분율 파악
2. 각각의 화학종에 대한 부분 압력 계산

$$P_i = X_i P \tag{23}$$

여기서, X_i는 각 화학종들의 체적에 대한 질량분율, P는 해당 음향공 내의 압력을 나타낸다.

3. 각각의 화학종에 대한 부분 밀도 계산

$$\rho_i = \frac{P_i}{R_i T} = \frac{P_i m_i}{\overline{R} T} \tag{24}$$

여기서, m_i는 각 화학종들의 질량, T는 해당 음향공 내의 온도를 나타낸다.

4. 각각의 화학종에 대한 부분 질량분율 계산.

$$C_i = \frac{m_i}{m} = \frac{\rho_i}{\rho} \tag{25}$$

5. 4에서 구한 질량분율과 각 화학종들의 기체상수를 이용하여 대표하는 기체상수 결정

$$R_{average} = \Sigma C_i R_i$$
$$m_{average} = \frac{\overline{R}}{R_{average}} \tag{26}$$

6. 4에서 구한 질량분율과 각 화학종들의 정압비열 및 정적비열을 이용하여 대표하는 비열 결정

$$C_{p_{average}} = \Sigma C_i C_{Pi}$$
$$C_{v_{average}} = \Sigma C_i C_{vi} \tag{27}$$

7. 6의 값을 이용하여 비열비를 구하고 음속과 동조 주파수 계산

$$\gamma = \frac{C_{p_{average}}}{C_{v_{average}}}$$
$$a = \sqrt{\gamma R_{average} T} \tag{28}$$
$$f_0 = \frac{c_{AC}}{2\pi}\sqrt{\frac{S}{V(l+\Delta l)}} = c_{AC} \times G_{AC}$$

위와 같은 방법을 토대로 기체상수와 비열비를 결정할 수 있었고 그 값을 Table 5에 나타내었다.

Table 5. Gas Constant and Specific Heat Ratio

	Gas Constant, R	C_p	C_v	γ
음향공 1	260.0243	1559.408	1299.383	1.2001135
음향공 2	277.7618	1648.537	1370.7758	1.20263113
음향공 3	248.274	1425.103	1176.829	1.21096906
음향공 4	254.51	1472.191	1217.68	1.209012175

Table 5를 통하여 대표하는 기체상수와 비열비를 이용해 각각의 음향공 내의 음속을 계산하고 그 값을 Table. 6에 나타내었다.

Table 6. Sound Velocity on a Each Acoustic Cavity

[unit : m/s]

Sound Velocity	음향공 1	음향공 2	음향공 3	음향공 4
a	975.65	1051.64	911.386	956.313
a = 911.386 ~ 1051.64				

따라서 음속은 911.386 m/s ~ 1051.64 m/s 사이로 변하게 됨을 알 수 있다. 위의 계산을 통해 각각의 음향공 내의 동조 주파수를 다음과 같이 구할 수 있다. 동조 주파수를 구하는 식은 $f_0 = \frac{c_{AC}}{2\pi}\sqrt{\frac{S}{V(l+\Delta l)}} = c_{AC} \times G_{AC}$ 이고 여기서 $G_{AC} = 1.9m^{-1}$이므로 동조주파수는 다음과 같은 범위 내에서 동조가 됨을 알 수 있다.

Table 7. Tuning Frequency on a Each Acoustic Cavity

[unit : Hz]

Tuning Frequency	음향공 1	음향공 2	음향공 3	음향공 4
f_0	1853.7366	1998.11873	1731.63437	1816.99576
f_0 = 1731.63437 ~ 1998.11873				

위의 결과를 바탕으로 본 음향공은 1730~2000 Hz 사이의 주파수에 동조되었다고 판단할 수 있다. 이러한 결과는 현재의 근사적인 계산결과(즉, 음향공내 온도가 과대평가된 결과)를 토대로 얻은 값으로서, 좀더 정확한 계산을 통해 개선되어야 할 것이다.

실험 결과와의 비교검증을 통해 본 결과를 개선하는 방안도 고려해 볼 수 있겠으나, 명확한 기준으로 사용할 만한 결과를 확보하는 것은 매우 어려워 비교 검증이 수월하지 않은 면이 있다. 그러나, 가용한 기존의 실험결과와 비교해 볼 때 본 방법론은 약간 동조주파수를 높게 예측한 것으로 판단되어 개선이 필요하다고 생각된다.

본 음향공내 물성치 탐구 연구를 통해 음향공마다 물성치가 다를 수 있고, 또한 연소가스의 유입에 따라 단순히 온도만을 예측해서 평가하는 것도 부정확한 방법임을 알 수 있었다. 따라서, 향후 이런 면을 보정하는 방법이 심도있게 논의되어야 할 필요가 있다.

제 5 장 결 론

로켓 엔진의 음향 불안정을 제어하기 위해 연소실에 배플형 분사기가 장착된 경우의 음향 감쇠 특성을 수치해석적으로 조사하였다. 본 연구에서는, 기존에 보고된 배플형 분사기의 효용성을 확인하였고, 분사기간 간극이 존재할 때 음향 감쇠 효과가 증대되는 메커니즘을 규명하는데 초점을 두었다.

분사기사이의 간극에 의한 음향학적 감쇠특성을 1T 모드에 대하여 조사하였다. 여러 가지 크기의 간극에 따라 음향학적 감쇠능력을 조사하였고, 0.1 mm 정도의 간극에서 최적의 감쇠능력을 가짐을 알 수 있었다. 이는 기존의 실험 결과와 잘 부합하였다. 음향 감쇠 효과가 증대되는 메커니즘을 규명하기 위해, 간극에 따른 에너지 소산율과 와류강도를 계산하였고, 결국 간극에 의한 음향 에너지 소산의 증대로 음향 감쇠 효과가 증가함을 알게 되었다. 따라서, 배플형 분사기를 사용하는 경우 최적 간극을 두어 설계하면, 음향 감쇠 성능을 유지하면서도 분사기의 돌출 길이(즉, 배플의 축방향 길이)를 줄일 수 있어 기존의 배플이 가지는 열적인 냉각부하를 완화시키는 잇점을 얻을 수 있을 것이다.

음향 불안정 제어를 위한 두 번째 수동제어기구로 음향공을 채택하였다. 음향공 명기내 가스의 물성치를 예측하기 위해 수치해석적인 방법을 이용하였다. 연소시 음향공 내로 가스 생성물이 유입되어 음향공 내의 물성치를 변화 시키며 이로 인해 밀도와 온도의 변화에 의해서 음향특성이 달라질 수 있다. 따라서 본 연구를 통해 순간화학반응으로 연소장을 모사하였고 이와 더불어 음향공 내의 온도와 성분을 예측하여 음향공내 물성치를 근사적으로 예측해보았다. 계산 결과 음향공 내부로 연소 가스가 유입됨으로서 음향공 내 온도가 급격히 높아졌고 음속의 변화를 가져왔다. 따라서 상온음향 시험을 통해 안정성을 확보했던 동조주파수는 다시 연소 시험을 통해 얻은 음속을 이용하여 재 설계되어져야하고, 이로써 로켓 엔진 연소시 음향공을 원하는 주파수에 정확히 동조시킬 수 있을 것이다. 하지만 순간화학반응을 통해 얻은 결과는 비현실적인 화학반응이므로 부정확성을 내포하고 있으며,

이보다 더욱 정확한 계산이 필요할 것이다. 향후 연구에서 고려될 해석에서는 유한 화학반응(Finite Reaction)으로 정확한 계산을 수행하고, 적절한 경계조건을 설정함으로써 좀 더 개선된 결과를 얻어야 할 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. Putnam, A. A., "Combustion Driven Oscillations in Industry," Elsevier, New York, 1971.
2. Williams F. A., Combustion Theory, 2nd Ed., Addison-Wesley, Menlo Park, CA, 1985.
3. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Vol. 147, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1992.
4. D. J. Harrje, ad F. H. Reardo, eds., Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.
5. Sutton, G. P. and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992.
6. Workshop on Dynamics and Control of Combustion Instabilities in Propulsion and Power Systems, Pasadena, CA, 1997.
7. "Combustion Instabilities in Liquid-Fueled Propulsion Systems - An Overview," AGARD 72B PEP Meeting, 1988.
8. Keller, R. B., Jr. (Ed), "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113, 1974.
9. Yoon, M. W. and Yoon, J. K., "Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 5, pp. 183~189, 1997.
10. Oberg, C. L., "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8, No. 12, pp. 1220-1225, 1971.
11. E. Laudie, R. Pongratz, R. Pierro, D. Preclik, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," edited by V. Yang and W. E. Anderson, Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, pp. 377-399, 1995.

12. Pressure Fed Thrust Chamber Technology Program, NASA-CR-190666, 1992.

13. Poinsot, T. and Veynante D., Theoretical and Numerical Combustion, R. T. Edwards, Inc., Philadelphia, PA., 2001.

14. Zucrow, M. J. and Hoffman, Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1977.

15. 성대현, 허환일, 손채훈, “액체 로켓엔진의 연소 불안정 연구 동향,” 한국항공우주학회지 Vol. 32, No. 9, pp. 153~161, 2004

16. 김홍집, 김성구, 설우석 “액체 로켓엔진에서 음향해석을 통한 허브-블레이드 배플형상의 최적화,” 대한기계학회논문집(B), Vol. 28, No. 8, pp. 945~952, 2004

17. G. P. Sutton, “History of Liquid-Propellant Rocket Engines in Russia, Formerly the Soviet Union,” Jounal of Propulsion and power, Vol. 19, No. 6, 2003, pp. 1008~1037

18. 손채훈, 박이선 “공기분사 기법을 이용한 충돌형 제트 분사기의 연소안정성 평가에 관한 수치적 연구,” 대한기계학회논문집(B), Vol. 30, No. 11, pp. 1093~1100, 2006

19. 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, “액체 로켓엔진에서 연소안정화 기구의 적용 효과,” 한국항공우주학회지, Vol. 31, No. 6, 2003, pp. 79~87

20. 손채훈, 문윤환, 허환일, “액체 로켓엔진에서 선형 연소 불안정 해석을 이용한 연소안정한계 곡선 계산,” 한국항공우주학회지, Vol. 32, No. 10, 2004, pp. 93~101

21. CFD-ACE-GUI Modules Manual, ver 2004, CFDRC, 2004

22. Sohn, C. H. and Cho, H. C., “A CFD Study on Thermal -Acoustic Instability of Methane/Air Flames in Gas turbine Combustor,” Jounal of Mechanical Science and Technology, Vol. 19, No. 9, 2005, pp. 1811~1820

23. Cannon, S. M. Adumitroaie, V. and Smith, C. E., “3D LED Modeling of Combustion Dynamics in Lean Premixed Combustors,” ASME paper #2001~GT-0375, 2001

24. Kim H. J., Lee K. J., Choi, H. S., and Seol W. S., “An Experimental Study on Acoustic Damping Enhancement by the Gap of Baffled Injectors,” AIAA Paper 2005-4446, 2005

25. 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, 2002.

26. Crowe, C. T., Sharma, M. P., and Stock, D. E., “The Particle-Source-in-Cell (PSI-CELL) Model for Gas-Droplet Flows,” J. Fields Engineering, pp.325-332,1977

27. 김홍집, 이광진, 최환석, “로켓연소기에서 분사기형 배플의 간극에 따른 감쇠특성 파악을 위한 상온음향시험”, 한국항공우주학회지, Vol. 35, No. 8, 2007, pp. 720~725

감사의 글

지금에 와서 뒤돌아보니 2년이라는 시간이 너무도 짧게 느껴집니다. 처음 대학원 입학을 결정하고 큰 꿈에 부풀어 많은 것을 이뤄내겠다 다짐했지만 그러지 못해 많은 아쉬움이 남습니다. 하지만 좋은 사람들을 만나 많은 것을 배웠고 즐거운 추억들을 만들 수 있어 내 기억 속에 행복했던 시간들로 남을 것입니다.

본 논문이 나오기까지 정성을 다해 지도해주신 손채훈 교수님께 감사드리고 인생을 살아가는데 제게 필요한 점을 콕 집어 말씀해 주신 점 더욱 감사하게 생각하고 있습니다. 또한 바쁘신 가운데 논문심사와 지적을 해주신 공창덕 교수님과 선뜻 지도교수님으로 승낙해 주신 김재수 교수님께도 깊은 감사드립니다. 본 연구의 많은 부분을 도와준 이선이와 초기에 실험을 함께 하였지만 사정상 접게 되어 아쉬움을 남겼던 학순이도 고맙다. 실험실의 분위기를 항상 웃음으로 이끌던 철희와 막내다운 귀여움으로 기분 좋게 해줬던 주현이에게도 감사의 말을 전한다. 언제나 힘든 일이 있을 때 옆에서 격려해준 현범이와 특유의 재치를 가진 재휘, 무뚝뚝한 말투지만 내편이 많이 되어준 영광이형, 논문준비로 새벽을 지샐 때 언제나 소주를 함께했던 승현이, 이제 논문 준비로 바쁠 수현이와 곧 입문할 영주, 구조역학 실험실 구성원 모두에게 감사의 말을 전한다. 유체 실험실에서 묵묵히 기둥 역활을 하는 종록이형, 좋은 직장에 취직해 열심히 일하는 상수형, 오골 쌈닭 홍일이와 쌈닭 급부상중인 민희, 철희에겐 천적이지만 모두에게 천사인 태훈이, 비만으로 문제가 있을 듯한 태수, 독특한 목소리로 강한 인상을 남기는 바울이도 항상 열심히 하는 사람이 되길 기원하고 고마웠다. 후배지만 언제나 친구처럼 하지만 자신의 일에 최선을 다하는 모습으로 선배와 같은 인상을 주는 철진이와 철진이의 해바라기 근옥이, 명국이 너희가 있어 정말 즐거웠다. 그리고 멀리에서 나마 날 응원해주고 믿음을 준 상준이형, 이쁜 딸의 아빠가 된거 정말 축하해 그리고 항상 고마워. 그리고 현규형. 음...변했어..ㅋㅋ 예쁜 형수님 만나서 술 줄이고 담배 끊고 보기 좋아. 행복하고 고마워. 학부시절부터 맺어온 항공과 식구인 뫼비우스. 정신적 지주인 대현이형..제발..장가 좀 가시고요. 삐짐 대왕 송승환, 항상 일에 치여 살지만 잘 버티는 성민이, 이하 모든 뫼비우스 후배들 모두 항상 옆에 있어줘서 고마웠고 이런 만남이 계속되길 바란다.

어린 날의 모든 추억을 함께한 그리고 나이가 들어서도 서로 변치 않을 우리 백운동파. 그 중 우리 대장 갑오형.. 내년엔 식탐도 줄이고 술도 줄이고 꼭 좋은 여자 만나길 바래요. 늦게 알았지만 늘 웃음을 주는 영수형에게도 고마움을 전하고 형수님과 곧 태어날 이쁜 아가와 함께 행복하길 빌게요. 백운 물개파 인수형, 한승이도 항상 옆에서 웃는 모습으로 있어줘서 항상 맘 편하게 해줘서 고마워. 이제 한 여자만을 바라보고 있는 전통파 바람둥이 주인이도 항상 내게 도움만을 주려하는 마음 잘 알고 있어. 그래서 얼마나 고마운지 몰라. 재오형은 이제 신영이 누나랑 그만 좀 싸우고...결혼 전에 신영이 누나 늙겠다..이제 멋쟁이로 거듭난 인재도 일 열심히 하여 하고자 하는 일 꼭 이루길 바란다. 이런 백운파의 아지트를 제공해 주신 연탄구이 이모와 사장님에게도 꼭 감사하다는 말을 전하고 싶습니다.

이제 나와 인연을 맺은 지 100일이 되어가는 예쁜 지희. 항상 옆에서 오빠를 바라보며 힘들 때나 기쁠 때나 기대어 쉴 수 있도록 해줘서 정말 고마워. 요즘 공부 안된다고 많이 힘들어하지만 오빤 지희가 날 믿었던 것처럼 나도 지희를 믿을 거야. 그러니 꼭 힘내서 이루고자 하는 꿈을 꼭 이루길 바래.

끝으로 항상 절 믿어주시고 사랑으로 아껴주신 부모님께 앞으로 보다 나은 막내 아들이 되어 언제나 열심히 하는 모습만을 보여드리겠다고 약속드리겠습니다. 또한 한번도 부모님께 사랑한단 말도 못해 죄송스러운 마음을 가졌지만 이 기회에 사랑한다고 말씀드리고 싶습니다. 이제 사회에 첫발을 내딛게 되었습니다. 기필코 부모님의 기대에 보답할 수 있는 그런 아들이 되겠습니다. 정말 감사합니다.

2007년 12월 10일 이중연 올림

저작물 이용 허락서

학 과	항공우주공학과	학 번	20067086	과 정	석사
성 명	한글: 이 중 연 한문 : 李 中 淵 영문 : Lee Jung Yun				
주 소	광주광역시 남구 백운1동 389-5				
연락처	E-MAIL : ljyelite@nate.com				
논문제목	한글 : **로켓엔진 연소기의 연소안정화를 위한 수동제어기구 설계 기준 구축** 영문 : Establishment of Basic Design Criteria on Passive Control Devices for Enhancement of Combustion Stability in a Rocket Engine				

본인이 저작한 위의 저작물에 대하여 다음과 같은 조건아래 조선대학교가 저작물을 이용할 수 있도록 허락하고 동의합니다.

- 다 음 -

1. 저작물의 DB구축 및 인터넷을 포함한 정보통신망에의 공개를 위한 저작물의 복제, 기억장치에의 저장, 전송 등을 허락함
2. 위의 목적을 위하여 필요한 범위 내에서의 편집·형식상의 변경을 허락함. 다만, 저작물의 내용변경은 금지함.
3. 배포·전송된 저작물의 영리적 목적을 위한 복제, 저장, 전송 등은 금지함.
4. 저작물에 대한 이용기간은 5년으로 하고, 기간종료 3개월 이내에 별도의 의사표시가 없을 경우에는 저작물의 이용기간을 계속 연장함.
5. 해당 저작물의 저작권을 타인에게 양도하거나 또는 출판을 허락을 하였을 경우에는 1개월 이내에 대학에 이를 통보함.
6. 조선대학교는 저작물의 이용허락 이후 해당 저작물로 인하여 발생하는 타인에 의한 권리 침해에 대하여 일체의 법적 책임을 지지 않음
7. 소속대학의 협정기관에 저작물의 제공 및 인터넷 등 정보통신망을 이용한 저작물의 전송·출력을 허락함.

2007 년 2 월 25 일

저작자: 이 중 연 (서명 또는 인)

조선대학교 총장 귀하