

배플이 달린 로켓 연소실내의 음향 효과

Linear Acoustic Waves in Baffled Rocket Combustion Chambers

윤 명 원*
(Myong Won Yoon*)

요 약

고온 고압의 액체 로켓 엔진 연소실 설계에서 연소 불안정 현상은 항상 큰 문제로 인식되어 왔다. 이 문제의 근본적인 원인은 연소로 인한 급격한 열 방출에 기인하며 연소 과정에서 생기는 아주 작은 소음이 연소실 내의 음향모드와 상이 일치하면서 연소실 내의 압력이 급격히 높아져 엔진의 파손까지도 가져오게 한다. 본 연구는 이러한 연소 불안정 현상을 제거하기 위해 사용되는 안정화 장치로서 배플이 어떻게 로켓 연소실의 안정화에 도움을 주는가에 대한 이론적인 배경을 제공하는데 그 주안점을 두어 배플이 부착된 연소실에 대하여 음향해석을 행하여 배플을 사용함으로써 인한 여러가지 특이한 효과들이 연소 불안정 현상을 제거하는 중요한 메카니즘으로 작용함을 밝혀 내었다. 이중 대표적인 것으로는 첫째, 배플 격실내에서 횡모드 음향파가 종모드화되는 경향이며, 둘째, 연료 분사면 주위에서 불안정 유동이 극히 억제되는 현상과, 셋째로 연소실 내의 정상모드 진동수가 감소되는 현상등이다.

ABSTRACT

A linear acoustic analysis for baffled rocket combustion chambers has been developed. This study provides the comprehensive theoretical background for the baffle as one of the stabilizing devices in a liquid rocket propulsion system. Several specific effects of baffles are presented as mechanisms by which baffles eliminate instability. Included are longitudinalization of transverse waves inside baffle compartments, severe restriction of velocity fluctuations near the injector face, and decreased normal mode frequency of the chamber.

I. 서 론

최악의 경우 엔진의 파괴현상까지 초래하는 연소불안정 (combustion instability) 현상은 액체 추진기관 개발에 큰 장애요소가 되어왔다. 고주파 모드의 연소 불안정 현상이 가장 흔한 경우로서 음향학적 진동과 일시적 연소감응 (combustion response) 사이의 에너지 feedback loop로 특징지어지는데 이 상호작용은 주로 연료의 연소과정과 관계가 있다. 그러나 어떤 설계장치를 이용해 엔진의 불안정 현상을 억제할 수 있으며 그러한 예로서 음향 흡수기 (acoustic absorber), 라이너 (liner), 캐비타 (cavity), 배플 (baffle) 등과 같은 수동 제어장치 (passive control devices) 가 사용되어 왔다. 그 중 연소실 내에서 배플의 작동 및 해석을 음향학적 관점에서 논하고자 함이 이 연구의 목적이다.

배플은 액체 로켓 엔진의 불안정 현상 제어장치로서 큰 안정화 효과를 나타내며 1954년 이래 광범위하게 사용되

어 왔다[1]. 배플의 전형적인 형상은 그림 1에서 보는 바와 같이 연료 분사면으로부터 연소실 방향으로 수직되게 뻗어있는 납작한 판으로 구성되며 원주 혹은 반경방향으로 배열되어 있다.

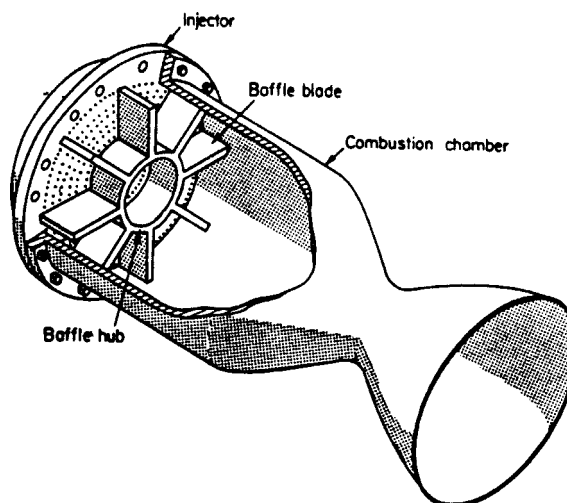


그림 1. 배플이 달린 로켓 연소실의 개략도

*국방과학연구소
접수일자: 1996년 6월 15일

배플의 불안정 현상 제거 mechanism으로는 첫째, 배플의 삽입으로 인한 챔버(chamber)의 음향학적 특성 변화와 둘째, 배플 블레이드(blade) 사이에서 불안정 운동의 제한과 셋째, 와동분사(vortex shedding), 흐름박리(flow separation), 점성소산(viscous dissipation)등으로 인한 진동의 감쇠(damping)효과등을 들 수 있다. 그러나 배플이 달린 연소실 내의 음향흐름의 복잡한 특성으로 인해 배플의 효과가 정량적으로 이해되지 못하고 배플 형상과 관련된 표준이 전무하므로 대부분의 배플설계가 시행착오를 거쳐 새로운 시스템의 개발에 이르고 있다. 배플의 물리적인 메카니즘을 이해할 수 있는 결과가 여러 실험적인 조사를 통해 얻어졌고[2, 3] Hefner[4]는 그 중 Apollo Service Module 1단계, Titan/Gemini 2단계, GEMSIP (GEMini Stability Improvement Program)등과 같은 중요한 실험 결과를 정리하였으나 배플과 관련해서는 해석적 이해 부족과 배플 데이터의 미로적인 본질만을 보여주었을 뿐이다. 그러므로 배플을 체계적으로 취급하고 이와 관련된 배플 실험 결과를 해석할 수 있는 이론적 체계를 구축하는 것이 필수적이다.

배플 연소실 내의 음향운동의 해석은 GEMSIP 프로그램의 안정성을 설명하기 위해 Reardon[5]이 처음으로 행하였으나 경계면에서 음향 압력, 속도의 연속조건이 만족되지 않아 음향파 구조의 정확한 결과를 얻지 못하여 이 모델로 엔진의 안정성을 예측하는 무리가 따른다. Oberg[6]는 배플영역에서 다차원 유동을 고려하여 좀더 정교한 모델을 만들어 내었으나 물리적 과정들을 너무 단순화한 관계로 엔진의 안정성을 잘못 예측하고 있다. Baer와 Mitchell[7]은 선형 음향해석을 배플 블레이드를 따라 난류 경계층내의 점성소산(viscous dissipation)을 통한 유체역학적 손실에 중점을 두고 행하여 실제적인 음향 감쇠율(decay rate)을 확인했으나 점성 소산이 배플의 주요한 감쇠효과라는 것은 증명되지 않았다. 예를 들어 Wicker[8]에 따르면 배플 블레이드를 따라 주 연소실 아래로 전달되는 와동구조(vortex structure)가 에너지 소산(energy dissipation)의 주 원인으로 밝혀졌다.

본 연구에서는 배플로 인한 기하학적 복잡성을 염두에 두어 2상(two phase) 유체해석을 형식화하여 불안정 운동에 대한 배플의 영향을 체계적으로 조사하여 배플 연소실 내의 선형 및 비선형 음향파를 다루는 틀을 제공하고 자 한다. 음향 진동의 해석은 특이함수 확장방법(eigenfunction expansion method)을 근거로 하여 얻은 정상모드(normal mode) 및 파형상(wave structure)을 유한요소 해석결과와 비교 확인하였으며 이를 통해 배플의 안정화 효과를 입증하였다.

II. 이론적 고찰

연소실 내의 비선형 음향파의 공식화 과정은 Cullick과 Yang[9]를 따라 2상 혼합유체(two-phase mixture)에 대한

보존 방정식(conservation equations)을 이용하여 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\text{연속 방정식: } \frac{\partial \rho}{\partial t} + u_g \cdot \nabla \rho = W \tag{1}$$

$$\text{운동 방정식: } \rho \frac{\partial u_g}{\partial t} + \rho u_g \cdot \nabla u_g = -\nabla p + F \tag{2}$$

$$\text{에너지 방정식: } \frac{\partial p}{\partial t} + \bar{\gamma} \rho \nabla \cdot u_g = -u_g \cdot \nabla p + P \tag{3}$$

여기서

$$W = -\rho \nabla \cdot u_g - \nabla \cdot (\rho_l \delta u_l) \tag{4}$$

$$F = \nabla \cdot \tau_v + \delta F_l + \delta u_l \dot{\omega}_l \tag{5}$$

$$P = \frac{\bar{R}}{C_v} \left[Q + \delta Q_l + \nabla \cdot q + \Phi + [(h_{l0} - e_{g0}) - u_g \cdot \delta u_l] \dot{\omega}_l + \delta u_l \cdot F_l - \bar{C}_v T_g \nabla \cdot (\rho_l \delta u_l) \right] \tag{6}$$

아래첨자 g 와 l 은 각각 기체와 액체상태에서의 질량 평균값을 나타낸다. 또한 viscous stress tensor와 heat flux vector는 τ_v 와 q 로 표현되며 Q 는 기체상태에서 균일 반응에 의한 에너지 변화율을 나타낸다.

이상의 방정식을 섭동이론(perturbation method)을 사용하여 정리하면 일반화된 음파 방정식(wave equation)이 다음과 같이 유도된다.

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{\bar{a}^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = h \tag{7}$$

여기서 \bar{a} 는 혼합유체의 음속을 나타내며 원천항(source term) h 는 연소과정, 평균 흐름(mean flow), 비선형 음향 간섭(nonlinear acoustic interaction)등의 모든 비선형효과들을 포함하고 있으며 이에 대한 전반적인 표현은 Yoon [10]의 논문에 상세히 나타나 있다.

선형 해석에서 모든 음향변수들은 시간 조화 방식(time-harmonic fashion)의 변화를 가정한다.

$$p'(r, t) = e^{i\Omega t} \hat{p}(r), \quad h(r, t) = e^{i\Omega t} \hat{h}(r), \quad \text{etc.} \tag{8}$$

여기서 Ω 는 복소 진동수(complex frequency)로 $\Omega = \omega - i\alpha$ 로 정의되며 Ω 와 불안정 운동의 공간적 구조(spatial structure) $\hat{p}(r)$ 를 구하는 것이 이 연구의 목적이다.

배플로 인한 기하학적 복잡성 때문에 주어진 경계조건에 대해 음파 방정식을 직접 다루기는 불가능하므로 진동장을 배플 격실(baffle compartments)과 주 연소실(main chamber)로 나누어 구성하여 각 영역에서 해석한 후 경계면에서 matching시켜 전 챔버에 걸쳐 음향운동을 특징짓는 복소 음파수(wave number)를 구한다. 각 영역에서 음향압력은 횡단면에서 일련의 진동 특이함수(eigenfun-

ction)로 확장하되 축방향으로의 변화를 허용하면 다음식
으로 표시된다.

$$\hat{p}(r) = \sum_{m=0}^{\infty} \hat{\zeta}_m(x) \psi_m(r, \theta) \quad (9)$$

여기서 횡방향 정상모드함수(normal mode function) ψ_m 는 연소실의 geometry에 따라 변한다.

식(7)과 (9)를 이용하면 축방향 분포함수(distribution function) $\hat{\zeta}_m(x)$ 에 대한 상미분 방정식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\frac{d^2 \hat{\zeta}_m}{dx^2} - \frac{2M\Omega i}{a} \frac{d \hat{\zeta}_m}{dx} + \theta_n^2 \hat{\zeta}_m = 0 \quad (10)$$

여기서 M은 연소실내 흐름의 Mach수를 나타내고 수정 음파수(modified wave number) θ_n 은 식(11)과 같이 표현된다.

$$\theta_n^2 = \frac{\Omega^2 - \omega_n^2}{a^2} \quad (11)$$

2.1 2차원 배플 연소실

식(10)을 이용하여 그림 2의 2차원 배플 챔버에 대한 배플격실과 주 연소실에서의 음향 압력분포를 구하면 각각 다음과 같다.

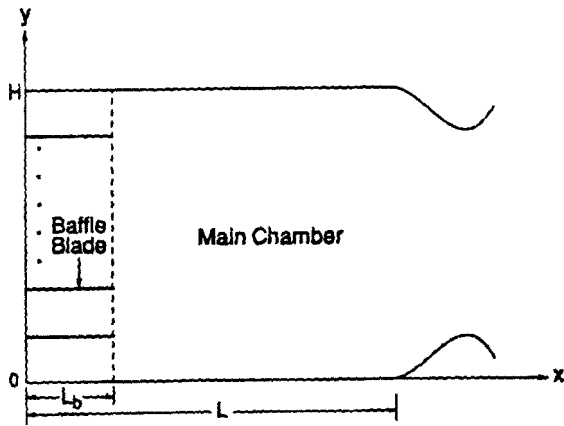


그림 2. 2차원 배플 연소실의 개략도

μ 번째 배플격실:

$$\hat{p}^\mu = \sum_{m=0}^{\infty} A_m^\mu \cos\left(\frac{m\pi N}{H} y\right) \left[\frac{e^{i q_{m,1} x} + C_{mb} e^{i q_{m,2} x}}{e^{i q_{m,1} L_1} + C_{mb} e^{i q_{m,2} L_2}} \right] \quad (12)$$

주 연소실:

$$\hat{p}^c = \sum_{n=0}^{\infty} B_n^c \cos\left(\frac{n\pi}{H} y\right) \left[\frac{e^{i q_{n,1}(x-L)} + C_{nc} e^{i q_{n,2}(x-L)}}{e^{i q_{n,1}(L_1-L)} + C_{nc} e^{i q_{n,2}(L_2-L)}} \right] \quad (13)$$

여기서 N은 배플 블레이드의 개수를 나타낸다.

배플격실과 주 연소실의 음향장(acoustic field)은 경계

면에서 음향압력과 축방향 속도가 연속되어야 하므로 다음의 경계조건을 적용한다.

$$\hat{p}^\mu|_{x=L_1} = \hat{p}^c|_{x=L_1}, \quad \hat{u}^\mu|_{x=L_1} = \hat{u}^c|_{x=L_1} \quad (14)$$

이 조건에 따라 상수 A_m^μ 와 B_n^c 의 관계는 다음과 같이 표현된다.

$$A_m^\mu = \sum_{n=0}^{\infty} B_n^c \frac{\int_0^{\frac{\mu H}{N}} \frac{(\mu-1)H}{N} \cos\left(\frac{m\pi N}{H} y\right) \cos\left(\frac{n\pi}{H} y\right) dy}{\int_0^{\frac{\mu H}{N}} \frac{(\mu-1)H}{N} \cos^2\left(\frac{m\pi N}{H} y\right) dy} \quad (15)$$

$$B_n^c = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{\mu=0}^N A_m^\mu$$

$$\frac{\int_0^{\frac{\mu H}{N}} \frac{(\mu-1)H}{N} \cos\left(\frac{m\pi N}{H} y\right) \cos\left(\frac{n\pi}{H} y\right) dy}{\int_0^{\mu} \cos^2\left(\frac{n\pi N}{H} y\right) dy} \times \frac{G_m(\Omega)}{H_n(\Omega)} \quad (16)$$

여기서

$$G_m(\Omega) = \frac{i q_{mb,1} e^{i q_{mb,1} L_2} + i q_{mb,2} C_{mb} e^{i q_{mb,2} L_2}}{e^{i q_{mb,1} L_2} + C_{mb} e^{i q_{mb,2} L_2}}$$

$$H_n(\Omega) = \frac{i q_{nc,1} e^{i q_{nc,1}(L_2-L)} + i q_{nc,2} C_{nc} e^{i q_{nc,2}(L_2-L)}}{e^{i q_{nc,1}(L_2-L)} + C_{nc} e^{i q_{nc,2}(L_2-L)}} \quad (17)$$

선형 음향분해에서 진폭은 임의적이므로 주 연소실내의 특별모드에 대해 음향압력을 정상화(normalization)시키면 다음과 같다.

$$H_n^*(\Omega) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{\mu=1}^N A_m^\mu$$

$$\frac{\int_0^{\frac{\mu H}{N}} \frac{(\mu-1)H}{N} \cos\left(\frac{m\pi N}{H} y\right) \cos\left(\frac{\tilde{n}\pi}{H} y\right) dy}{\int_0^{\mu} \cos^2\left(\frac{\tilde{n}\pi N}{H} y\right) dy} \times G_m(\Omega) \quad (18)$$

2.2 3차원 배플 연소실

실제 엔진에 좀더 가까운 그림 3과 같은 3차원 원통형 배플 챔버를 고려함에 있어 접선모드(tangential mode)의 진동에 대한 배플의 효과에 집중하고자 단순한 반지름방향 배플을 포함하는 문제만을 고려하였다.

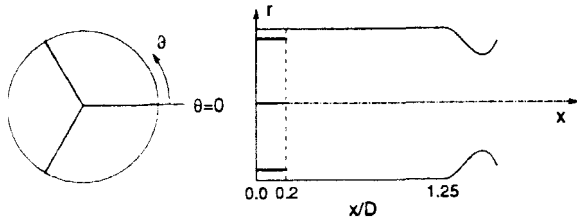


그림 3. 3차원 배플 연소실의 개략도

식(10)의 해를 이용하여 배플격실과 주 연소실에서 압력분포를 구하면 다음과 같다.

μ 번째 격실:

$$\hat{p}^\mu = \sum_{i=0}^{\infty} \sum_{s=0}^{\infty} A_{Nis}^\mu \psi_{Nis}^\mu \left[\frac{e^{iq_{ms,1}x} + C_{mb} e^{iq_{ms,2}x}}{e^{iq_{ms,1}L_s} + C_{mb} e^{iq_{ms,2}L_s}} \right] \quad (19)$$

주 연소실:

$$\hat{p}^c = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{l=0}^{\infty} B_{nl}^c \psi_{nl}^c \left[\frac{e^{iq_{nc,1}(x-L)} + C_{nc} e^{iq_{nc,2}(x-L)}}{e^{iq_{nc,1}(L_s-L)} + C_{nc} e^{iq_{nc,2}(L_s-L)}} \right] \quad (20)$$

여기서 $\psi_{Nis}^\mu = \cos(Nis) J_N(\chi_{Nis}, r)$, $\psi_{nl}^c = \cos \theta J_n(\chi_{nl}, r)$ 로 표현되며 경계면에서의 matching condition을 이용하면 상수 A_{Nis}^μ 와 B_{nl}^c 의 관계는 다음과 같이 표현된다.

$$A_{Nis}^\mu = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{l=0}^{\infty} B_{nl}^c \left[\frac{\int_0^R \int_0^{2\pi} \psi_{Nis}^\mu \psi_{nl}^c r dr d\theta}{\int_0^R \int_0^{2\pi} (\psi_{Nis}^\mu)^2 r dr d\theta} \right] \quad (21)$$

$$B_{nl}^c = \sum_{i=0}^{\infty} \sum_{s=0}^{\infty} \sum_{\mu=1}^N A_{Nis}^\mu$$

$$\left[\frac{\int_0^R \int_0^{2\pi} \psi_{Nis}^\mu \psi_{nl}^c r dr d\theta}{\int_0^R \int_0^{2\pi} (\psi_{Nis}^\mu)^2 r dr d\theta} \right] \times \frac{G_{Nis}(\Omega)}{H_{nl}(\Omega)} \quad (22)$$

여기서

$$G_{Nis}(\Omega) = \frac{iq_{mb,1} e^{iq_{mb,1}L_s} + iq_{mb,2} C_{mb} e^{iq_{mb,2}L_s}}{e^{iq_{mb,1}L_s} + C_{mb} e^{iq_{mb,2}L_s}}$$

$$H_{nl}(\Omega) = \frac{iq_{nc,1} e^{iq_{nc,1}(L_s-L)} + iq_{nc,2} C_{nc} e^{iq_{nc,2}(L_s-L)}}{e^{iq_{nc,1}(L_s-L)} + C_{nc} e^{iq_{nc,2}(L_s-L)}} \quad (23)$$

2차원 경우와 마찬가지로 주 연소실 내의 특별모드에 대해 음향압력을 정상화시키면 식(24)로 표현된다.

$$H_{nl}(\Omega) = \sum_{i=0}^{\infty} \sum_{s=0}^{\infty} \sum_{\mu=1}^N A_{Nis}^\mu \left[\frac{\int_0^R \int_0^{2\pi} \psi_{Nis}^\mu \psi_{nl}^c r dr d\theta}{\int_0^R \int_0^{2\pi} (\psi_{Nis}^\mu)^2 r dr d\theta} \right] \times G_{Nis}(\Omega) \quad (24)$$

식(18)와 (24)의 초월적(transcendental) 특성으로 반복 계산방식(iteration scheme)을 사용하여 복소 주파수 Ω 를 결정한다.

III. 결과 및 고찰

이 해석의 정확도를 음향장 및 정상모드 주파수의 계산결과와 유한요소 해석 코드인 ANSYS의 수치해석 결과들을 비교하므로써 확인하였다. 그림 4에서는 두개의 배플 블레이드를 포함하는 챔버에서의 1차 횡모드(transverse mode)의 음향압력 분포를 보여주고 있다. 음향 애드미턴스(acoustic admittance)를 연료분사면과 노즐입구에서 0으로 하여 정상모드 해임을 확인하였고 챔버 종횡비(L/H)는 1.25로서 F-1 엔진 연소실[11]과 유사하게 구성

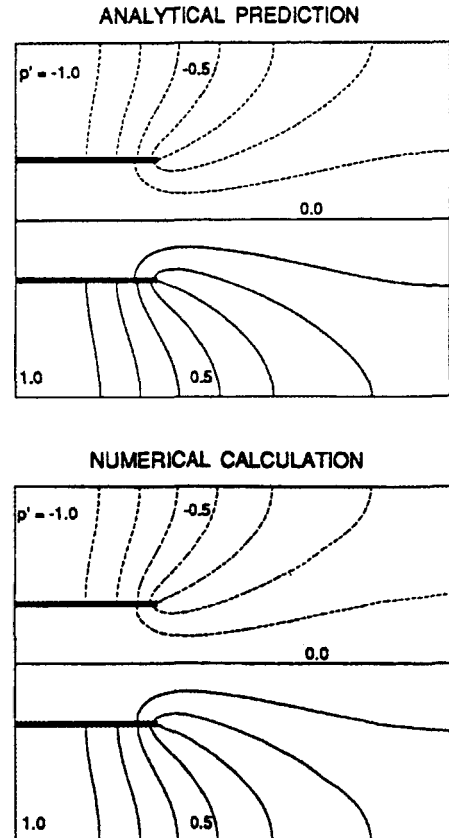


그림 4. 배플 연소실 내의 음향 압력 분포 비교($L_b = 0.4H$)

하였으며 수치결과에서 ANSYS의 전음파수(wave front number)제한으로 인해 생긴 약간의 구불구불한 것을 제외하고는 두 결과가 잘 일치하고 있다.

그림 5는 1개 배플 챔버에서 1차 횡모드 음향 압력에 대한 배플길이의 영향을 보여주는데 긴 배플의 경우에 모드 형태가 배플격실 내에서 종파화(longitudinalization)되는 것을 확실히 볼 수 있다. 특히 연료의 원자화(atomization) 및 분사특성이 더 이상 횡모드 특성에 영향을 받지 않는다. 일반적으로 횡모드는 액체 추진기관의 연소 불안정 현상에 가장 문제가 되므로 챔버내에서 이의 발생을 줄이는 것이 크게 유의하다.

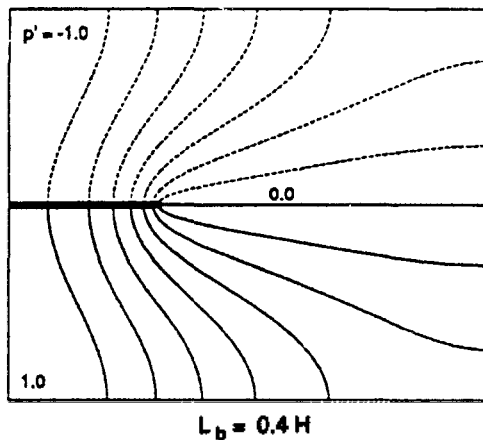
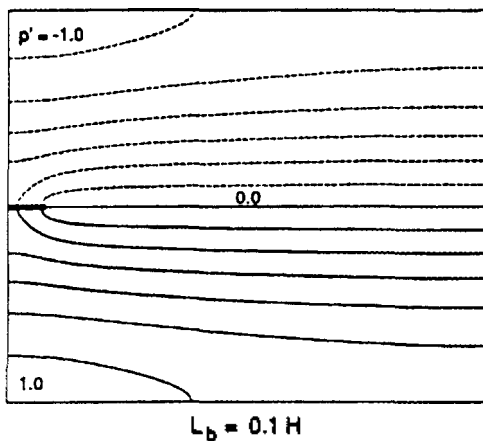


그림 5. 음향 압력에 대한 배플길이의 효과(1개 배플, 1차 횡모드)

그림 6은 1개 배플 챔버에 대한 1차 횡모드 속도장을 보여주고 있는데 분사면 주위에서 음향속도가 과도하게 제한됨을 보여주고 배플 뒤쪽으로 훨씬 큰 속도를 보여주고 있다.

여기서 주목할 것은 분사면 주위에서 횡속도 요소의 크기가 그곳에서 종파화에 가인하여 극도로 작아진다는 것이다. 온도, 농도구배가 큰 연료 분사면 주위에서 이 효과는 더욱 두드러진다. Levine[12]과 Reardon[13]의 시험

에 따르면 횡 속도 성분이 원자화, 극부 혼합율(local mixture ratio), 분사요소 상호작용과 같은 연소과정에 강력한 영향을 미친다. 결국 횡속도 요소의 제한으로 인해 속도민감 연소과정(velocity sensitive combustion process)이 불안정현상의 주 원인일 경우에 배플의 첨가는 안정화 효과를 나타낸다.

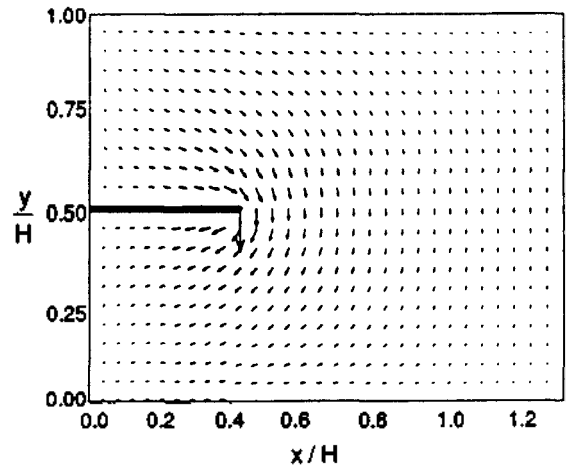


그림 6. 1차 횡모드의 음향 속도 벡터

정상모드 주파수에 대한 배플길이의 효과를 1개의 배플이 달린 챔버에서 1차 횡모드의 경우에 대하여 그림 7에 나타내었다. 데이터들은 배플이 없는 챔버의 자연 주파수(natural frequency)에 대해 정상화되었고 배플길이가 길어짐에 따라 주파수가 감소함을 보여주고 있다. 이는 배플 블레이드로 인해 가스입자가 지나야하는 효과적 경로길이(effective path length)가 증가하기 때문이며 음향/연소 coupling의 강도는 주파수에 강력히 의존하므로 배플의 사용으로 인한 자연 주파수의 감소를 통해 엔진의 안정화를 꾀할 수 있다.

그림 8은 1차 횡모드에 대한 2개 배플챔버의 음향 등압선(acoustic pressure contour)으로 1개 배플챔버의 경우와

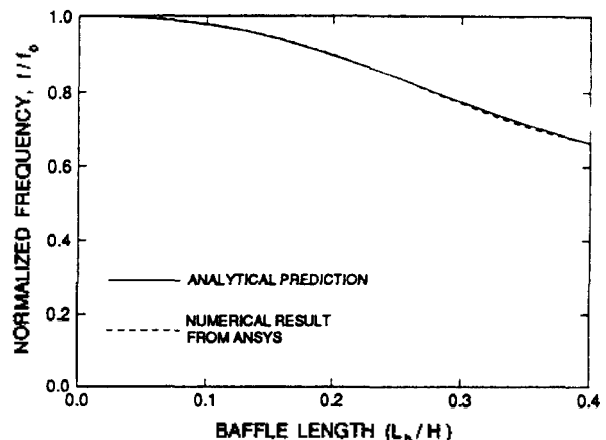
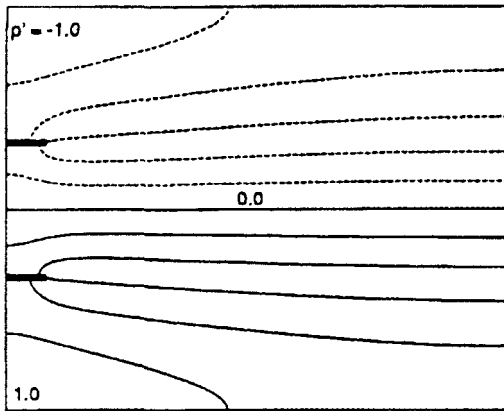
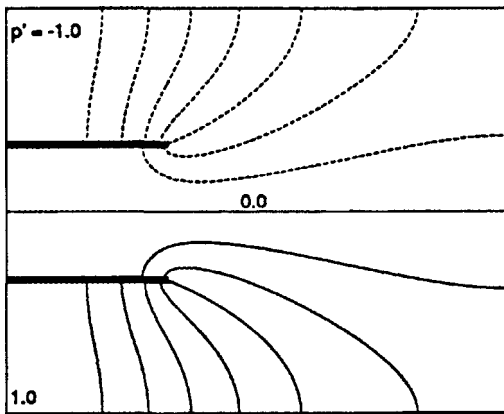


그림 7. 주파수에 대한 배플길이의 효과(1차 횡모드)



$L_b = 0.1 H$



$L_b = 0.4 H$

마찬가지로 긴 배플의 경우 진동이 위 아래 배플 격실에서 종파화되고 있다. 그러나 음향압력이 중간 배플격실에서 균등하게 최저치로 분포됨을 볼 수 있어 이 격실은 민감한 연소과정에서 음향파를 분리하는데 매우 효과적이어서 주변격실의 압력 최대치로 인한 불안정 영향을 극복할 가능성이 있다.

3차원 원통형 챔버에 대한 계산결과는 2차원 결과와 유사한 특성을 보여준다. 그림 9는 1차 접선음향모드에 대한 3개 반지름방향 배플 챔버내의 음향 압력분포를 보여주는데 연료 분사면주위에서 횡방향 변화가 없음을 통해 배플격실 내에서의 음파의 종파화 현상을 관찰할 수 있다.

또한 그림 10의 속도장에서 볼 수 있듯이 연료 분사면 주위의 횡방향 음향속도의 제한을 통해 시스템의 안정화를 꾀할 수 있다.

그림 11은 여러 배플 숫자의 원통형 챔버에 대한 배플 길이와 주파수의 관계를 보여주는데 예상치가 챔버내에서 연소현상이 존재하는 hot test 및 존재하지 않는 acoustic test 결과와 잘 일치함을 보여준다. 즉 배플길이 증가함에 따라 주파수가 감소하는 경향을 나타내는데 이는 음향/연소 coupling의 강도를 낮추어 시스템의 안정화를 유도한다.

그림 8. 음향 압력에 대한 배플길이의 효과(2개 배플, 1차 횡모드)

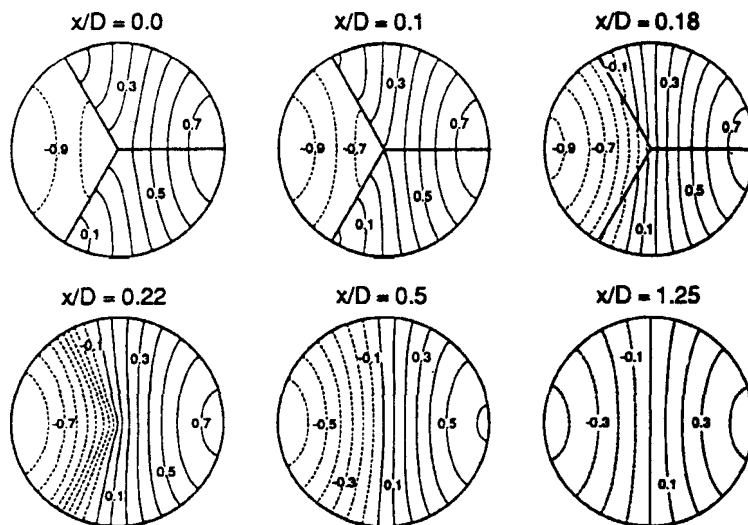


그림 9. 여러 단면에서의 1차 접선모드 음향 압력분포

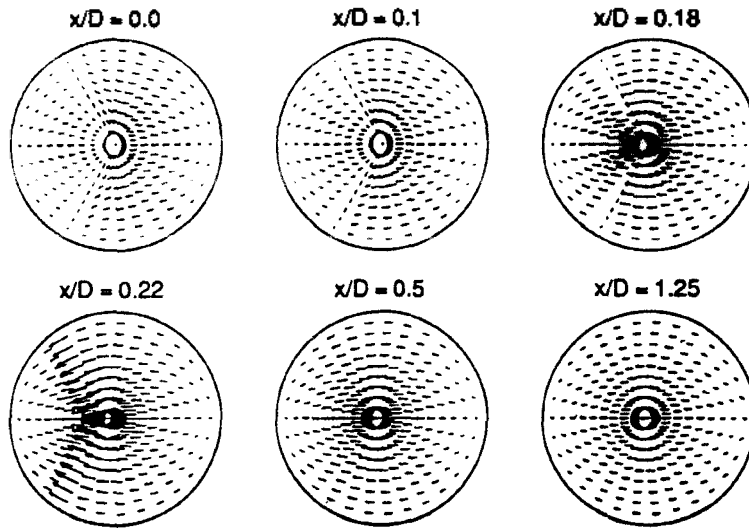


그림 10. 여러 단면에서의 1차 접선모드 음향 속도분포

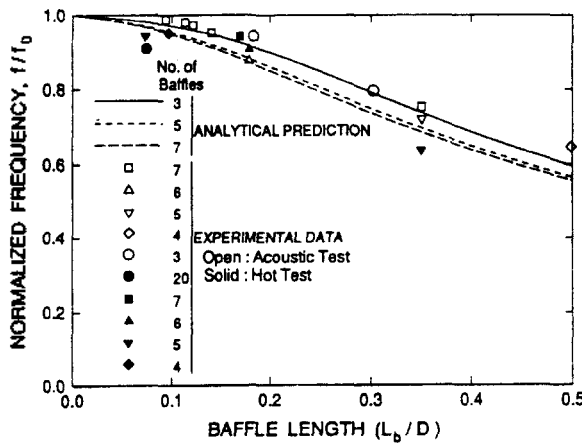


그림 11. 주파수에 대한 배플길이의 효과(1차 접선모드)

IV. 결 론

배플이 달린 연소실에서 선형 음향과 해석을 행하였다. 결과는 횡모드 연소 불안정 현상에 대한 3가지 중요한 배플의 효과를 보여준다. 첫째, 챔버내의 진동 주파수가 배플을 덧붙임으로 감소하는데 이는 실험치와 잘 일치하고 있다. 둘째, 횡모드는 배플격실 내에서 종파화(longitudinalization)된다. 이는 연료 분사면 주위에서 연소과정이 압력의 횡진동에 민감한 경우에는 진동운동에서 연소를 분리시킬 수 있다. 셋째, 음향속도 변동의 횡요소가 극히 제한됨을 관찰할 수 있는데 이는 속도 민감연소의 경우 시스템의 안정화에 주요한 요소가 될 수 있다.

참 고 문 헌

1. Male, T. and Kerslake, W. R., "A Method for Prevention of

Screaming in Rocket Engines," NASA-RM-E54F28A, 1954.
 2. Wieber, P. R., "Acoustic Decay Coefficients of Simulated Rocket Chambers," NASA-TN-D-3425, 1966.
 3. Torda, T. P. and Patel, B. R., "Analytical and Experimental Investigation of Oscillations in Rocket Motor Baffle Cavities," AFOSR-68-1369, 1968.
 4. Hefner, R. J., "Review of Combustion Stability Development with Storable Propellants," Journal of Spacecraft, Vol. 3, pp. 1046-1051, 1966.
 5. Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," ed. by D. T. Harje and F. H. Reardon, 1972 NASA SP-194, pp. 386-389, 1972.
 6. Oberg, C. L., Wong, T. L. and Schmeltzer, R. A., "Acoustic Behavior of Baffled Combustion Chambers," NASA-CR-726 25, 1970.
 7. Baer, M. R. and Mitchell, C. E., "Theoretical Evaluation of Rigid Baffles in the Suppression of Combustion Instability," NASA-CR-134986, 1976.
 8. Wicker, J., "Acoustic Wave-Induced Vortical Motions in Baffled Combustion Chambers," Master Thesis, The Pennsylvania State University, 1993.
 9. Culick, F. E. C. and Yang, V., "Prediction of the Stability of Unsteady Motions in Solid Propellants Rockets Motors," Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 143, edited by L. DeLuca, E. W. Price and M. Summerfield, pp. 719-779, 1992.
 10. Yoon, M. W., "Acoustic Waves in Baffled Combustion Chambers," Ph. D. Thesis, The Pennsylvania State University, 1993.
 11. 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, pp. 657-677, 1993.

12. Levine, R. S. and Bambenek, R., "Sustaining Mechanism for a Transverse Mode of Combustion Instability," Rocketdyne Rept. R-326A, 1956.
13. Reardon, F. H., "An Investigation of Transverse Mode Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors," Ph. D. Thesis, Princeton University, 1961.

▲윤 명 원(Myong Won Yoon) 1959년 11월 8일생
1982년: 한양대학교 기계공학과 졸업
1993년: 미국 Pennsylvania State University 기계공학과 Rocket
Propulsion 전공(공학박사)
1994년~현재: 국방과학연구소 추진기관부(4-4-1) 선임연
구원