

2-파라메타 모델에 의한 고주파 연소불안정 해석

조 용 호* · 윤 응 섭**

2-Parameter High Frequency Combustion Instability Model

Yong-Ho CHO* and Woong-Sup YOON**

ABSTRACT

The definition of burning admittance and conventional $n-\tau$ stability rating technique are combined to investigate the high frequency combustion instabilities inside the cylindrical combustion chamber. Perturbed flow variables are written as the sum of fluctuating and time-averaged mean quantities on the assumption that the terms of the order higher than unity are sufficiently small, hence linearized governing equations could be formulated. Chamber admittances up and downstream of the flame front calculated with appropriate boundary conditions result in the burning admittance and corresponding $n-\tau$ neutral stability curve. Configurational and operational design factors are tested to detect the unstable wave-induced LOX-RP1 combustion instabilities. Operational design factors, e.g. pressure or O/F ratio, appear less influential to drive high frequency instability while the location of the flame front and configurational factors enhance or deteriorate the stabilities strongly. Conclusively, LOX-RP1 combustion inside the cylindrical combustion chamber is apt to be unstable against long residence time and shortened chamber length.

초 록

본 연구에서는 원통형 연소실에서 발생하는 고주파 연소불안정을 연소응답함수와 $n-\tau$ 음향 불안정 해석방법을 사용하여 예측하였다. 열역학적 변수들과 속도는 시간 평균성분 및 변화성분으로 분리하여 선형으로 전개하였으며, 유동은 비회전류로 가정하여 속도 포텐셜 함수를 위한 지배방정식으로 수식화 하였다. 연소응답의 계산에는 화염면 상, 하류에서의 연소실반응과 화염면에서의 연속조건이 적용되었다. 연소응답은 압력간섭계수 n 과 감응시간지연 τ 로 변환되어 중립불안정한계를 결정하였다. LOX-RP1 추진제 조합의 원통형 연소실에서 연소압력 및 추진제 혼합비의 변화는 연소 음향반응과 중립불안정에 영향을 주지 않으나, 긴 거주시간에 의한 화염면 발생의 지연과 화염면 하류에서의 공간은 고주파 연소불안정의 발생에 강한 영향을 주는 것으로 예측되었다. 결과적으로 연소의 음향응답에는 추진제의 거주시간, 연소실 형상조건과 노즐에 의한 감쇠효과가 중요한 파라메터인 것으로 나타났다.

*현대우주항공(Hyundai Space & Aircraft Company)

**연세대학교(Yonsei University, Dept. of Mechanical Engineering)

기 호 설 명

- n : 압력간섭 계수
 τ : 감응지연 시간
 t : 시 간
 ρ : 가스밀도
 u : 가스속도
 p : 압 력
 a : 음 속
 ϕ : 속도 포텐셜
 γ : 가스 비열비
 ϕ_p : 분사면 음향반응
 ϕ_q : 노즐 음향반응
 χ_q : 화염면과 노즐입구 사이의 거리
 S_{mn} : 무차원 반지름이 1일때 m 차1종 Bessel 함수의 n 번째 해
 s : 맥동의 복소주파수
 Y_r : 연소반응의 실수부
 Y_i : 연소반응의 허수부
 w : 압력맥동의 주파수

상 첨 자

- \sim : vector
 $\bar{}$: 평균 성분
 $\dot{}$: 변화 성분

하 첨 자

- u : 연소면 상류
 d : 연소면 하류
 b : 연 소
 m : m 번째의 집선방향 공명모드
 n : n 번째의 반경방향 공명모드

1. 서 론

고주파 연소불안정의 해석은 연소실 설계에서 고려되어야 할 안정성 여유를 한정하며, 설계된 사양 및 작동조건에서의 안정성 여부를 확인하는 수단으로 사용된다. 그러나 액체추진제 로켓엔진에서의 고주파 연소불안정은 엔진의 시동이나 연소압력파에 의한 자연발생적인, 혹은 특정한 형태

와 크기의 교란이나 충격의 인공적인 원인으로 큰 진폭의 맥동이 발생하고 성장하기 때문에 연소시 유발되는 복잡한 맥동현상은 적절한 모델 구성을 어렵게 한다. 정확한 고주파 연소불안정 해석모델의 구성에는 이와 같은 불안정 현상의 물리적 과정들이 적절히 포함되어야 한다.

고주파 연소불안정 해석방법은 $n-\tau$ 음향방법으로 대표되는 구동주파수를 매개변수로 하는 전통적인 주파수변수(frequency-domain) 방법과, 시간을 매개변수로 하는 시간변수(time-domain) 방법으로 구분된다^{[1],[2]}.

주파수변수방법을 사용하는 해석에서는 선형, 혹은 비선형 음향특성(acoustics)에 중점을 두며 비교적 단순한 연소모델을 채택하고 있다. Crocco^[3] 등은 연소에 감응시간지연(sensitive time-lag) 이론을 제시하였으며 Reardon^[4]은 이 시간지연 매개변수를 로켓엔진설계 및 작동 매개변수 결정에 적용하였다. Nguyen^[5]은 비회전류를 가정하여 압력 및 속도의 섭동을 연관하는 방법을 적용하였다. 또한 연소불안정에 대한 이해와 그에 따른 엔진설계의 기준으로 사용하기 위해서 많은 결과들이^{[6],[7]} 제시되었으며, 전체적으로 선형과 비선형 음향모델에 의한 연소실 감응은 크지 않은 것으로 보고되었다^[8]. 이들 주파수변수를 사용하는 연소불안정 해석방법들은 연소 메커니즘에 시간지연이 존재한다는 가정에 기초한다. 연소과정은 압력, 온도 및 속도의 섭동에 대하여 즉시 반응하지 않고, 시간지연으로 명칭된 일정한 시간이 경과된 후 반응하는 것으로 가정하였으며, 연소메커니즘 자체는 별도로 해석하지 않는다^[6]. 불안정성이 유지되는 동안 연소는 매우 비선형적이므로^{[9],[10]} 주파수변수 연소불안정 해석모델은 비선형 연소불안정의 상세한 이해나 안정성 설계 및 작동조건의 정확한 평가에는 부적합하나, 단순설계의 타당성을 검증하거나, 안정성에 대한 신속한 결과가 요구될 때 효과적으로 사용된다^[11].

본 연구에서는 원통형 액체추진제 로켓연소실에서 발생하는 고주파 연소불안정을 연소응답함수와 $n-\tau$ 음향 불안정 해석방법을 사용하여 해석하고자 하였다. 열역학적 변수들과 속도는 시간 평균 성분 및 변화성분으로 분리하여 선형으로 전개하

였으며, 유동은 비회전류로 가정하여 속도 포텐셜 함수를 위한 지배방정식으로 수식화하였다. 또한, 연소반응(burning response)의 계산에는 연소실 내부 화염면(flame front) 상, 하류에서의 연소실 반응(chamber admittance)과 화염면에서의 연속 조건이 적용되었다. 압력간섭계수 n 과 감응시간 지연 τ 를 사용하는 전통적인 주파수변수방법을 LOX-RP1을 추진제로 하는 원통형 연소실에 적용하여 형상과 연소조건에 따른 중립불안정한계의 변화를 고찰하였다.

2. 지배방정식

액체추진제 로켓엔진 연소실내부에서의 연소유동장을 위한 연속 및 운동량 방정식은 식 (1), (2)와 같다. 연소가스는 이상기체로 취급되었으며 점성에 의한 효과들은 배제되었다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \tilde{\nabla} \cdot (\rho \tilde{u}) = 0 \quad (1)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \tilde{u}}{\partial t} + (\tilde{u} \cdot \tilde{\nabla}) \tilde{u} \right) + \tilde{\nabla} p = 0 \quad (2)$$

식 (1), (2)에서 열역학적 변수와 속도를 평균 및 변화성분으로 분리한다. 이와 같이 분리된 변화성분은 유동변수의 교란을 의미하며 파동에 의한 음향장을 지배한다.

$$\tilde{u} = \bar{u} + \tilde{u}', \quad p = \bar{p} + p', \quad \rho = \bar{\rho} + \rho' \quad (3)$$

음향장 지배방정식과 불안정해석 이론 전개의 간략화를 위하여 압력, 밀도 및 속도의 평균성분은 시간적, 공간적으로 일정한 것으로 가정된다. 단, 압력과 밀도의 평균성분은 화염면 상, 하류에서 각기 일정한 값을 가지며 화염면에서 불연속적으로 변화하는 것으로, 속도의 평균성분은 연소실 축방향으로만 변화하는 것으로 가정한다. 변화성분들에는 시간적, 공간적 제한이 없다. 또한 변화성분의 비선형 항들은 무시하였다. 식 (3)에서와 같이 분리된 유동변수들을 유동장 지배방정식에 대입하여 음향장에 대한 연속 및 운동량 방정식으로 변

환하고, 연소실 내부유동을 비회전 유동으로, 속도의 변화성분을 속도 포텐셜함수의 구배($u' = \tilde{\nabla} \phi$)로 정의하여 등엔트로피 관계들을 조합하면, 식 (4)과 같은 속도포텐셜함수로 표현된 음향장 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} - \nabla^2 \phi + \bar{u} \cdot [\tilde{\nabla}(\bar{u} \cdot \nabla \phi)] + 2 \bar{u} \cdot \frac{\partial \tilde{\nabla} \phi}{\partial t} = 0 \quad (4)$$

음향장에서의 변수들은 harmonic한 맥동주기성($\phi = \phi_0 e^{st}$)을 나타내는 것으로 가정하면 식 (4)는 식 (5)와 같은 원통형 좌표계에서의 속도포텐셜함수에 대한 지배방정식으로 변환된다.

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial \phi_0}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \phi_0}{\partial \theta^2} = s^2 \phi_0 + \bar{u}^2 \frac{\partial^2 \phi_0}{\partial x^2} + 2 \bar{u} s \frac{\partial \phi_0}{\partial x} - \frac{\partial^2 \phi_0}{\partial x^2} \quad (5)$$

여기서 속도는 축방향 성분만을 가지며 그 크기는 \bar{u} 로 일정하다고 가정하였다.

3. 2-파라미터 음향반응 모델

변수분리기법을 사용하여 속도 포텐셜함수에 대한 편미분 지배방정식 (5)을 3개의 2차 상미분방정식으로 분리, 계산한다^[1]. 분사면에서의 경계조건은 화염면 상류의 연소실반응(chamber admittance)을 계산하는데 적용되며, 노즐 음향반응(nozzle admittance)은 연소실 하류의 음향반응을 계산하는데 사용된다^[13].

$$Y_u \equiv \frac{u_x}{p'} \Big|_u = \frac{\left(\frac{\alpha_{mn}}{\gamma s} \right)^2 A - \psi_p \frac{\alpha_{mn}}{\gamma s} B}{\psi_p A - \frac{\alpha_{mn}}{\gamma s} B} \quad (6)$$

$$A = e^{\alpha_{mn} x_p} - e^{-\alpha_{mn} x_p}$$

$$B = e^{\alpha_{mn} x_p} + e^{-\alpha_{mn} x_p}$$

$$\alpha_{mn} = \sqrt{s^2 + S_{mn}^2}$$

$$Y_d \equiv \frac{\dot{u}_x}{\dot{p}'} \Big|_d = - \frac{\alpha_1 e^{-\alpha_1 x_d} + \alpha_2 E e^{-\alpha_2 x_d}}{C e^{-\alpha_1 x_d} + D e^{-\alpha_2 x_d}} \quad (7)$$

$$\alpha_1 = \frac{1}{1 - \bar{u}^2} \left(\bar{u} s - \sqrt{s^2 + s_{mn}^2 (1 - \bar{u}^2)} \right)$$

$$\alpha_2 = \frac{1}{1 - \bar{u}^2} \left(\bar{u} s + \sqrt{s^2 + s_{mn}^2 (1 - \bar{u}^2)} \right)$$

$$C = \gamma s + \gamma \bar{u} \alpha_1$$

$$D = \gamma s E + \gamma \bar{u} \alpha_2 E$$

$$E = - \frac{\gamma s \psi_q + \gamma \bar{u} \alpha_1 \psi_q + \alpha_1}{\gamma s \psi_q + \gamma \bar{u} \alpha_2 \psi_q + \alpha_2}$$

연소에 의한 질량변화량 \dot{m}' 은 화염면에서의 연속조건에 의해서 연소실 상, 하류에서의 질량변화량의 차가 되므로, 압력변화 대한 연소질량변화로 정의되는 연소반응(burning admittance)은 다음과 같이 연소면 상, 하류의 연소실반응에 의하여 표현된다.

$$Y_b = \frac{\dot{m}'}{\dot{p}'} = \frac{1}{\bar{u}} \left(Y_d - \frac{\bar{\rho}_u \alpha_u}{\bar{\rho}_d \alpha_d} Y_u \right) + \frac{1}{\gamma} \quad (8)$$

연소장내에서의 유동변수의 변화에 대한 연소의 응답을, Crocco등^[3]은 연소 감응시간지연의 이론을 사용하여 구하였다. 이 응답함수에 의한 연소불안정 예측 방법은 매우 단순한 연소과정 모사만이 포함되는 직관적 고찰에 기초하고 있으며, 고주파 연소불안정의 본질을 이해하기 위한 목적으로 사용되었다. 이 방법에서는 분사된 추진제가 반응하여, 연소가스로 생성되기까지는 중간과정이 일정한 정도로 축적되어야 한다고 가정한다. 분사된 추진제가 연소에까지 이르는 이와같은 지연시간을 감응시간지연(sensitive time lag) τ , 압력에 따른 연소의 변화량을 압력간섭계수(pressure interaction index) n 으로 표시한다. 고주파 연소불안정은 연소실 압력파동의 연소가스의 발생에 대한 영향, 즉, 연소반응으로 평가된다^[4]. 중립 안정조건을 위한 압력간섭계수 n 과 감응시간지연 τ 는 식 (9), (10)와 같이 연소반응의 함수로 표현된다^[5].

$$n = \frac{Y_r^2 + Y_i^2}{2Y_r} \quad (9)$$

$$\tau = \frac{1}{\omega} \tan^{-1} \left(\frac{2Y_i}{Y_i^2/Y_r - Y_r} \right) \quad (10)$$

4. LOX-RP1 추진제 조합에서의 음향불안정 해석

$n - \tau$ 2-파라메타를 사용하는 액체추진제 로켓엔진에서의 음향불안정 예측모델을 LOX-RP1 추진제 조합에서의 연소 및 연소불안정 해석에 적용하였다. LOX-RP1과 같은 액체산소-kerosene계의 추진제 조합은 성능, 가용성, 위험성, 경제성 등, 우수한 추진제로서의 구비조건을 갖춘 우수한 추진제 조합으로 손꼽히고 있으나, 과거 F-1엔진에서의 경우에서 보듯이 여타의 추진제 조합에 비하여 고주파 연소불안정이 강하게 발생하는 것으로 알려져 있다^[11].

연소불안정 예측에서는 연소가스의 열역학적 변수들이 입력데이터로 활용된다. 본 연구에서는 LOX-RP1 추진제 혼합비(O/F ratio) 범위 2~4, 연소실 압력 100~4500psi를 대상으로 하였다. 부여된 혼합비 및 압력에 따라 Gordon과 McBride^[12]에 의한 평형화학 계산결과를 바탕으로 연소가스의 온도, 밀도, 비열비 및 음속을 입력하였다. 실험대상 연소실 사양은 JANNAF 설계방법을 사용하여 연소실 압력 1450psi에서 최대의 특성속도를 발생하도록 설계된 형상^[14]을 대상으로 하였다. 대상 주파수 영역은 1000~4000Hz의 범위이며 주파수 1000Hz로부터 2Hz씩 증가시키면서 1500회 계산하였다.

연소실 압력 1300psi, 혼합비 3.0에서 횡방향 진동모드(transverse mode)들에 의한 연소반응과 중립 안정선도가 Fig. 1에 나타나 있다. Fig. 1에 도시된 중립 안정선도에서 $n-z$ 곡선의 내부는 불안정, 외부는 안정한 상태를 나타낸다. 즉 중립 안정선도의 내부영역이 증가할수록 불안정해지며, 역으로 내부영역이 감소할수록 안정하게 됨을 의미한다^[11]. 횡방향 진동모드들에 대해서 계산한 결

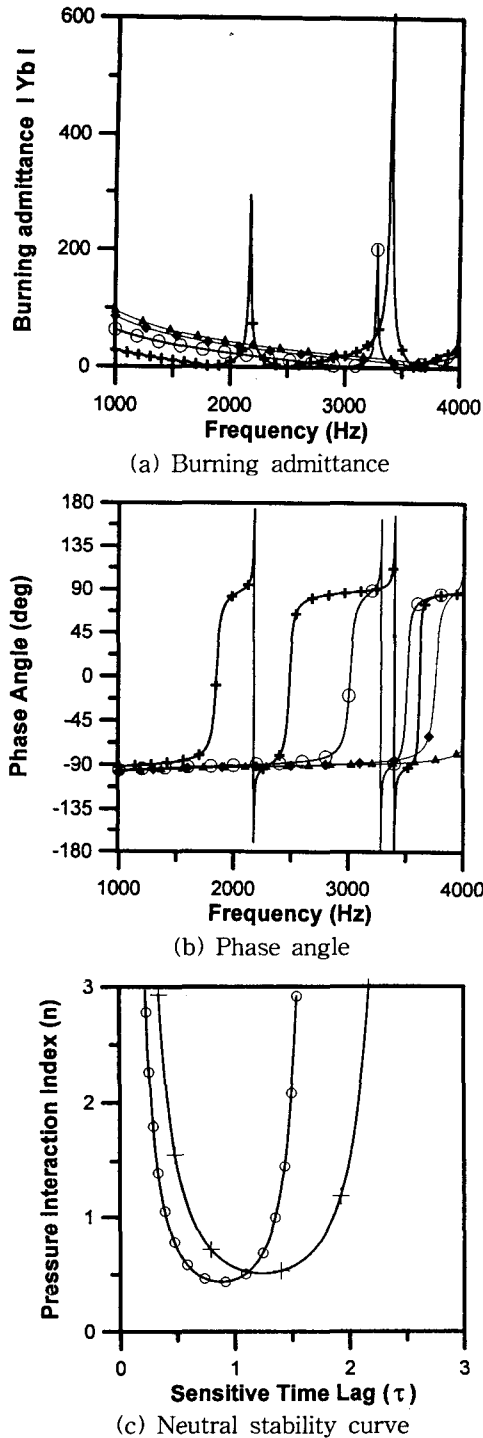


Fig. 1 Stability Characteristics in Transverse Modes
 (+ : 1st Tangential, ○ : 2nd Tangential,
 ◇ : 1st Radial, △ : 3rd Tangential)

과, Fig. 1(a)로부터 제1원주방향(first tangential, 이하 1T), 제2원주방향(second tangential, 이하 2T), 제1반경방향(first radial, 이하 1R) 모드까지 명확한 반응을 보이며, 횡단모드 고유수의 차수가 높아짐에 따라 진동모드들에 의한 영향은 급격히 저하됨을 알 수 있다. 1T 모드에서는 주파수 3400Hz, 2172Hz에서 연소반응이 크게 나타났고, 2T 모드에서는 3282Hz에서 최고점에 이르고 있다. 또, 주파수 4000Hz부근에서 1R 모드에 대한 연소반응의 크기가 상승하고 있는 것이 관찰된다. 이들 세 모드들에 대한 중립안정선도(neutral stability curve)가 Fig. 1(c)에 나타나 있다. Fig. 1(a)에 나타나고 있는 연소반응의 경향과 동일하게 불안정 영역이 1R 모드로부터 2T, 1T모드의 순서로 팽창하고 있다. 이상의 결과로부터 현재의 형상 및 연소실 조건에서는 1T 모드에 의한 연소 불안정의 가능성이 가장 큰 것으로 예측된다. 1T, 2T 및 1R 모드에 대해서 연소반응이 급격히 증가하는 주파수 영역에서는 위상각 또한 급격히 변화하는 것으로 Fig. 1(b)에서 관찰된다. 이와 같이 넓은 맥동의 위상각범위는 액적의 기화와 연소에서의 공명범위를 거의 포함하게 된다.

결과적으로 연소반응의 공명에서 위상각 일치에 의한 구동조건을 항상 갖추게 되어 연소의 불안정 발생을 용이하게 만드는 요인이 된다

연소환경조건에 따른 연소반응의 변화를 고찰하기 위해서 주요한 연소조건인 압력 및 혼합비를 변화하였다(Fig. 2). 연소실 형상과 추진제 혼합비를 3.0으로 고정시킨 상태에서 연소실 압력을 1300, 2000, 4500psi로 변화시켜 1T 모드에서 압력의 크기에 대한 연소반응을 도시하였다. 이 연소조건에서의 압력에 따른 연소실 온도는 각각 3740K, 3805K, 3939K이며 비열비는 1.14정도로 유지된다. Fig. 2(a)에는 연소압력 변화에 의한 연소반응의 크기가 도시되어 있다. 사용된 압력이 초고압임에도 불구하고 전체적으로 불안정 주파수는 2000~2400Hz, 3300~3650Hz의 영역에 머무르고 있으며, 연소반응의 크기 또한 거의 일정한 수준까지 도달하고 있는 것으로 관찰된다. 중립안정선도(Fig. 2(b))에서 압력변화에 의한 중립안정의 변화를 보면, 광범위한 연소압력의 적용에도

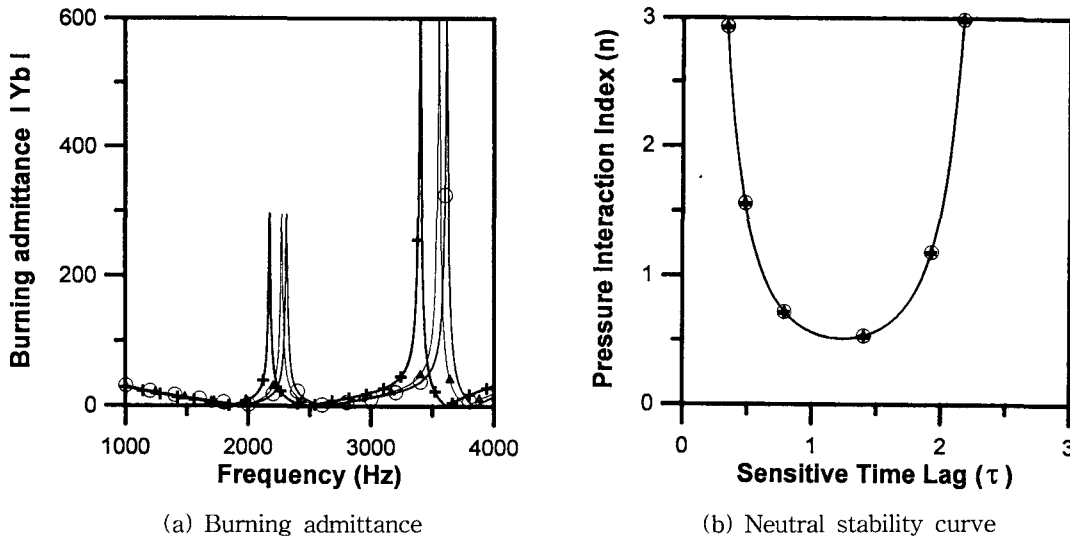


Fig. 2 Burning Admittance and Neutral Stability Curves in 1st Tangential Mode with Variable Chamber Pressure Level (+ : 1300 psi, ○ : 2000 psi, △ : 4500 psi)

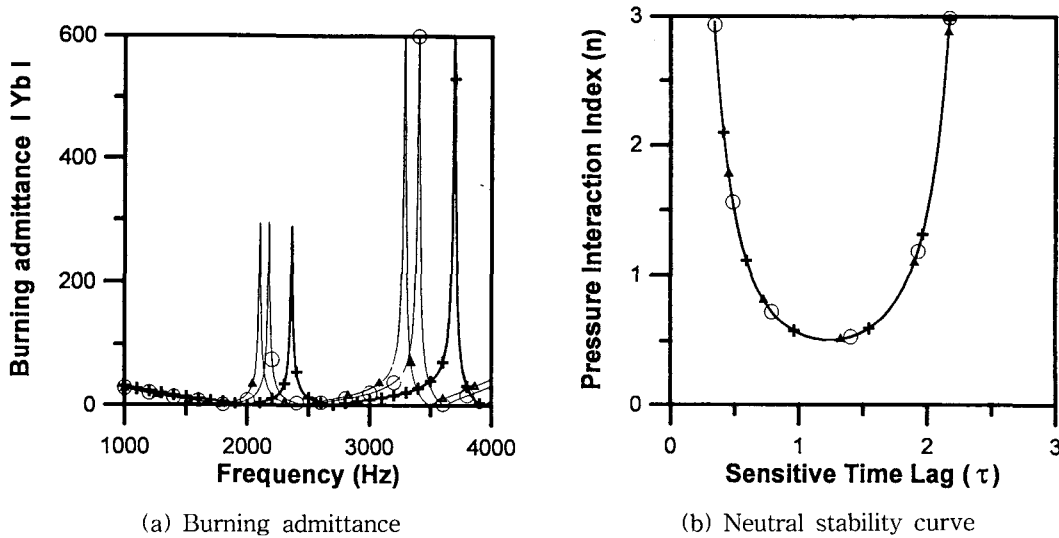


Fig. 3 Burning Admittance and Neutral Stability Curves in 1st Tangential Mode with Variable Propellant Mixture Ratio(+ : 2.0, ○ : 3.0, △ : 4.0)

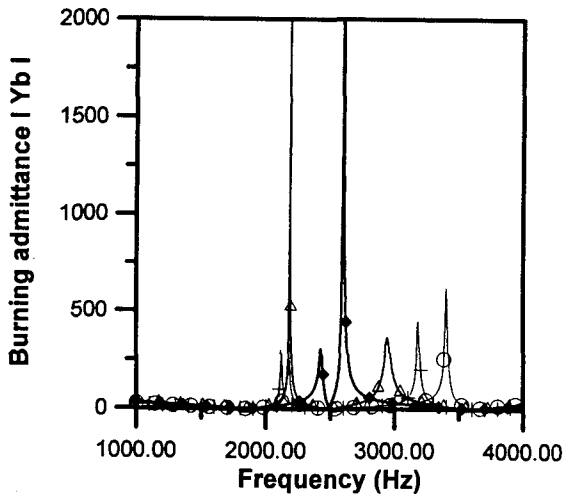
불구하고 그에 대한 안정성 정도는 전혀 변화되지 않고 있는 것으로 나타났다.

Fig. 3에서는 연소실 형상과 연소압력을 1300psi로 고정시킨 상태에서 추진제 혼합비를 2.0, 3.0, 4.0으로 변화시키면서, 그에 따른 1T 모드에서의

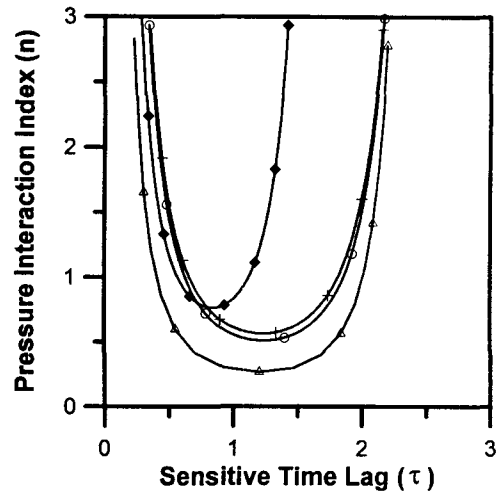
연소반응 변화를 도시하였다. 추진제 혼합비에 따른 연소실 온도는 각각 3344K, 3740K, 3667K가 된다. 여기서 최대 온도는 혼합비 3.0에서 나타남을 알 수 있다. Fig. 3(a)에는 추진제 혼합비에 따른 연소반응의 변화가 나타나 있다. Fig. 2에서의

압력변화에 대한 연소반응에서와 유사하게, 주파수 영역 2000~2400Hz, 3300~3650Hz에서 압력상관계수의 급격한 상승이 발생하고 있으며 최고점의 크기 또한 거의 일정함을 알 수 있다. Fig. 3에서의 중립안정성선도도 Fig. 2에서의 결과와 거의 일치한다. 추진제 혼합비의 변화는 연소의 음

향반응에 거의 영향을 주지 못하는 것으로 나타났다. 결과적으로 연소의 음향반응은 압력, 추진제 혼합비 등, 엔진 연소조건에 의해서는 변화되지 않음을 알 수 있다. 압력, 추진제 혼합비와 같은 엔진 연소조건 이외에, 연소성능, 즉 특성속도효율에서는 추진제 혼합과 액적 기화효율이 지배적인

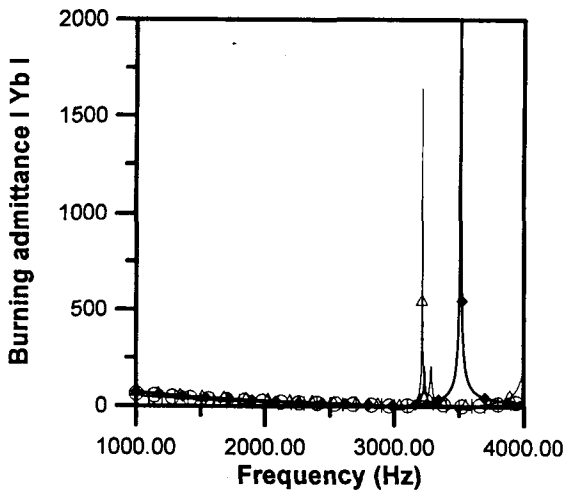


(a) Burning admittance

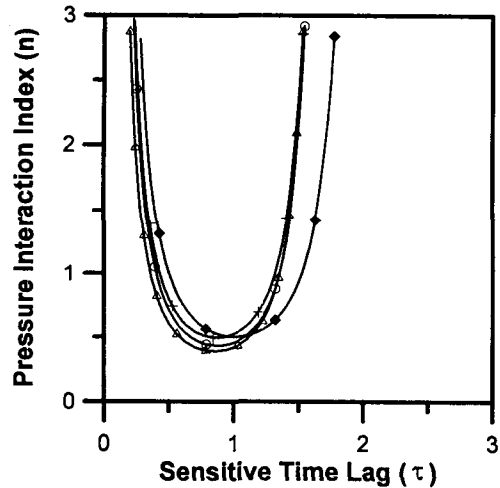


(b) Neutral stability curve

Fig. 4 Burning Admittance and Neutral Stability Curves in 1st Tangential Mode with Variable Flame Location(+ : 3cm, O : 6cm, ◇ : 15cm, △ : 22cm)



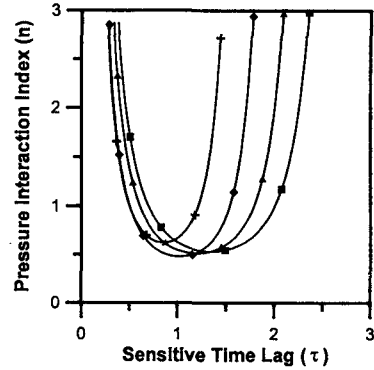
(a) Burning admittance



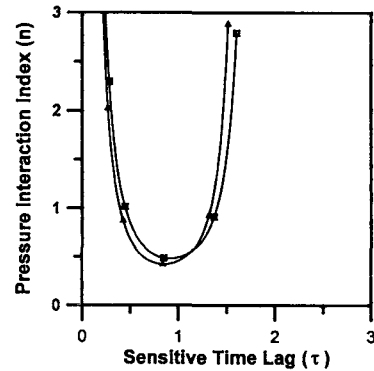
(b) Neutral stability curve

Fig. 5 Burning Admittance and Neutral Stability Curves in 2nd Tangential Mode with Variable Flame Location (+ : 3cm, O : 6cm, ◇ : 15cm, △ : 22cm)

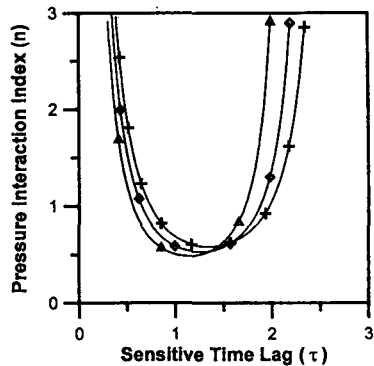
파라메터가 된다. 기화효율은 화염면의 위치결정에 영향을 주게 되고, 화염면의 위치는 식 (6), (7)에서와 같이 상류 및 하류에서의 연소실반응에 중요한 변수로 작용한다. 상류 및 하류에서 각각 계산된 연소실반응 값은 식 (8)을 통하여 연소반응으로 연소불안정 예측에 사용된다. 화염면의 위치를 변수로 한, 압력 1300psi, 추진제혼합비 3.0에서의 1T, 2T 및 1R 모드에 대한 연소반응 계산 결과를 각각 Fig. 4, 5에 도시하였다. 여기서 연소실의 길이는 30cm, 연소실 반지름은 19cm로 고정하였으며, 화염면의 위치를 분사면으로부터 각각 3cm, 6cm, 15cm, 22cm로 이동하면서 반응을 검토하였다. Fig. 1에서의 경우와 유사하게 1R 모드 이상의 차수에서는 모두 안정한 것으로 나타났으며, 1T 모드보다는 2T 모드에서 더 안정하였다. 전체적으로 화염면의 위치가 하류에 위치할 수록 불안정한 경향이 두드러지고 있는데, 이는 연소실 반응에서 화염면 상류에서의 연소실 반응이 하류에서의 연소실 반응보다 매우 큰 값을 나타내기 때문이다. 결과적으로 화염면이 하류로 진행할 수록 화염면 상류에서의 연소실반응이 커지게 되므로 전체적인 불안정성이 심화되는 것으로 나타난다. 주목할것은 화염면이 연소실 축방향 15cm 지점에 위치할 경우, 1T 모드보다 2T 모드가 더 불안정한 것으로 나타나며, 이 위치에서의 1T 모드는 가장 안정한 상태를 보인다는 것이다. 이는 화염면이 연소실 축방향 15cm에 위치할 때, 2T 모드에 의한 연소반응의 위상각이 음향모드의 위상각에 근접하여 강한 음향불안정을 유발하는데 비하여, 1T 모드에서는 음향모드와의 조화가 연소반응의 크기를 감소시키는 방향으로 작용되기 때문이다. 이상의 결과로부터 압력, 추진제, 혹은 기화효율에 의한 화염면의 위치에 대한 연소반응, 즉 음향맥동의 연소에 대한 영향은 화염면이 연소실 하류에 위치하여 화염면 상류의 공간이 넓어질수록 불안정해지는 것을 알 수 있다. 이와 같은 결과는 화염면이 분사면에 근접할 수록 안정한 연소를 보이는 것으로 나타나는 것으로 보고한 이전의 연구와 일치한다^[9]. Fig. 6(a), 6(b)에서는 연소실 압력을 1450psi, 추진제 혼합비를 3.0으로 고정시킨 상태에서, 연소실의 길이를 12cm, 18cm, 27cm,



(a) Neutral stability curves in 1st Tangential Mode due to Variable Chamber Length(+ : 12cm, ○ : 18cm, △ : 27cm, □ : 40cm)



(b) Neutral stability curves in 2nd Tangential Mode due to Variable Chamber Length(△ : 27cm, □ : 40cm)



(c) Neutral stability curves in 1st Tangential Mode due to Variable Chamber Radius(+ : 15cm, ◇ : 18cm △ : 23cm)

Fig. 6 Configurational Effects on Neutral Stability

40cm로 증가시켰을 때, 나타난 1T 및 2T 모드에서의 연소불안정 한계를 도시하고 있다. 여기서 화염면은 분사면으로부터 축방향 6cm에 위치에 고정하였다. Fig. 6(c)에는 동일한 연소 환경에서 연소실 길이를 30cm로 고정하고 연소실 반경을 15cm, 18cm, 23cm로 증가시켰을 때의 연소실에서의 열역학적 변수들을 변화시켰을 때 변화하는 중립불안정의 한계를 보이고 있다. 1R 모드 이상 차수의 진동모드에서는 연소실 길이 및 반지름의 증가에 대해서 모두 안정한 것으로 나타났으므로 제외하였다. 음향반응에 대한 연소실 길이의 영향은 Fig. 6(a), 6(b)에서와 같이 화염면으로부터 노즐까지의 영역이 넓어질 수록 불안정하게 되며, Fig. 6(a)에서의 1T 모드에 의한 영향이 Fig. 6(b)에서의 2T 모드의 경우보다 크게 나타난다. 연소환경이 동일 할 때, 분사면으로부터 화염면까지의 거리가 일정하면 화염면 상류에서의 연소실 반응은 동일한 값을 가지게 되며, 연소실 길이의 증가는 결과적으로 화염면 하류로부터 노즐까지의 공간을 증가시키게 된다. 노즐에 의한 감쇠효과는 연소실내부의 일정한 열역학적 환경을 고려할 때 일정하다.

그러므로 연소에서 동일한 정도의 불안정 유발요인이 간섭되었을 때는, 노즐에 의한감쇠효과가 커질수록 즉, 화염면과 노즐목 사이의 거리가 가까울수록 안정하게 된다. 연소실 반경에 의한 영향에서는 반경이 증가하여도 불안정 영역의 크기에는 거의 변화가 없었다.(Fig. 6(c)).

본 연구에서는 연소실반응의 수식화에서 반경방향 좌표와 속도성분을 모두 배제함으로써 반경의 영향은 고려되지 않고 있다. 결과적으로 연소실반경 변화에 의한 노즐의 수축부 형상변화에만 관계되므로 불안정 영역은 크게 변화하지 않았다.

4. 결 론

본 연구에서는 전통적인 $n-\tau$ 2-파라미터 음향 불안정 해석방법에 비회전류 1차원 연소유동장을 가정하는 고주파 연소불안정 예측방법을 고찰하였다. LOX-RP1 추진제 조합을 사용하는 원통형 로

켓엔진 연소실에서의 고주파 연소불안정에 대하여, 연소반응과 $n-\tau$ 중립불안정에 의한 예측 방법을 사용하여 해석하였다.

연소압력 및 추진제 혼합비의 변화는 연소반응과 중립불안정에 영향을 주지 않았다. 일정한 연소실 형상에서 화염면이 하류에 위치할 수록 화염면 상류에서의 연소실반응이 커지게 되어 전체적인 연소반응을 불안정하게 하는 요인으로 나타났다. 연소실의 형상변화, 특히 연소실 길이가 길어질 때는 고주파 연소불안정성이 강하게 발생하는 것으로 예측되었다. 연소의 음향응답에는 연소실 형상조건과 노즐에 의한 감쇠효과가 중요한 파라미터인 것으로 나타났다.

본 연구에서의 연소의 음향응답 예측방법은 단순설계의 타당성을 검증하거나, 안정성에 대한 신속한 결과가 요구될 때 효과적으로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Harrje, D. T., and Reardon, F. H. (eds.), Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.
2. Grenda, J., Venkateswaran, S., and Merkle, C., "Liquid Rocket Combustion Instability Analysis by CFD Methods," AIAA Paper 91-0285, Jan. 1991.
3. Crocco, L., and Cheng, S. I., Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, AGARD Monograph No. 8, Butterworths, London, 1956.
4. Reardon, F. H., "Correlation of Sensitive-Time-Lag-Theory Combustion Parameters with Thrust Chamber Design and Operating Variables," Fifth Interagency Chemical Rocket Propulsion Group Combustion Conference, CPIA Pub. 183, Chemical Propulsion Information Agency, Laurel, MD, Dec. 1968, pp. 237~244.
5. Nguyen, T. V., "An Improved High-

- Frequency Combustion Stability Model," AIAA Paper 88-2853, 1988.
6. Crocco, L., and Harrje, D. T, et al., "Nonlinear Aspects of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors," Princeton Univ., NASA CR 72426, Princeton, NJ, June 1968.
 7. Priem, R. J., and Rice, E. J., "Combustion Instability with Finite Mach Number Flow and Acoustic Liners," Twelfth Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1969, pp.149~159.
 8. Crocco, L., and Mitchell, C. E., "Nonlinear Periodic Oscillations in Rocket Motors with Distributed Combustion," Science and Technology, Vol. 1, No. 2. 1969.
 9. Liang, P., Fisher, S., and Chang, Y., "Comprehensive Modeling of a Liquid Rocket Combustion Chamber," Journal of Propulsion and Power, Vol. 2, No. 2, 1986, pp.97~104.
 10. Burrows, M. C., "Mennal Radiation as a Tool in Analyzing Unstable Combustion," First Interagency Chemical Rocket Propulsion Group Combustion Instability Conference, CPIA Pub. 68, Vol. 1, Chemical Propulsion Information Agency, Laurel, MD, 1964, pp.301~309.
 11. Grenda, J. M., Venkateswaran, S., and Merkle, C. L., "Application of Computational Fluid Dynamics Technique to Engine Instability Studies," AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp.503~525, 1995.
 12. Gordon S. and McBride, B.J., "Computer Program For Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks and Chapman-Jouguet Detonations", NASA SP-273, 1971.
 13. 木村逸郎, 로켓트 공학, 養賢堂, 1993.
 14. 조용호, 윤용섭, "2 파라메타 모델에 의한 고주파 연소불안정 해석," 한국추진공학회 추계 학술대회, 1997.