

로켓 연소기의 동압 진폭엔벨롭을 이용한 안정성 해석

이수용^{a,*}Stability Analysis Using the Amplitude Envelope of
Dynamic Pressure in the Rocket CombustorSoo Yong Lee^{a,*}^aKorea Aerospace Research Institute, Vice President^{*}Corresponding author. E-mail: sylee@kari.re.kr

ABSTRACT

As a measure of susceptibility on the combustion instability, thermo-acoustic instabilities in rocket combustion system was considered for the estimation of the operational stability margin. Growth rate, which governs the asymptotic stability behavior of the system, was determined from the dynamic data measured during combustion tests in order to understand the dynamic characteristics of combustor system.

Frequency transform technique was first applied to determine the system parameters such as growth rate and/or damping coefficient for an interested mode from the time series pressure data, and the PDFs of pressure amplitude were extracted from the amplitude envelope of pressure oscillation for the stochastic analysis.

초 록

얼마나 쉽게 연소불안정 해지는지에 대한 척도로서, 작동 안정성 여유를 예측하기 위해 로켓연소기시스템의 열음향 불안정을 검토하였다. 연소기 시스템의 동적거동 특성과약을 위해 연소성능시험 중 측정된 연소기의 동압 데이터를 바탕으로 시간이 지남에 따라 시스템이 안정해지는지를 결정하는 파라미터로서 성장속도 계수를 구하였다.

파라미터 추출은 시계열 압력데이터를 주파수 도메인으로 전환하여 관심모드의 성장속도나 감쇠계수를 도출하는 방법을 우선 검토하였으며, 스토캐스틱 해석의 경우에는 압력진동의 진폭 엔벨롭으로부터 압력진폭 PDF를 추출했다.

Key Words: Combustion Stability(연소안정성), Growth Rate(성장속도), Amplitude Envelope(진폭 엔벨롭)

Received 22 July 2020 / Revised 3 November 2020 / Accepted 7 November 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2020년도 춘계학술대회(2020. 7. 16-17), 온라인 학술대회) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

로켓엔진개발과정에서 추력 및 비추력 등 제반 성능확보와 더불어 반드시 해결해야 하는 일

중 하나는 고주파 연소불안정을 억제하고, 방지하는 것으로 알려져 있다. 따라서 연소기 내에서 에너지가 발생하는 열적인 과정과 압력진동에 따른 음향파의 전파과정의 상호작용을 연계하여 해석하려는 노력을 지속해 왔으며[1,2,3], 1990년대 이후에는 선형해석을 기반으로 설계해석 보조도구로서 활용성에 대한 연구도 다수 발표되었다[4,5].

한편 실제 연소시험 중 연소기 내부압력은 일정한 값으로 고정되어 있지 않고 끊임없이 섭동하고 있으며, 연소불안정으로 인해 섭동에너지가 증가하는 경우 종종 한계-사이클이라고 지칭하는 운전상태로 발전한다.

이와 별개로 연소기 운전조건에 따라서는 거친 연소가 발생하여 순간적으로 높은 압력피크가 나타나기 때문에, 연소압력 측정결과를 연소불안정과 연계하는 것은 생각만큼 단순하지 않다. 이와 더불어 Hopf 분기(bifurcation)나 한계-사이클 해석연구도 주목받고 있으며, 병행하여 연소기에 대한 시스템식별 또는 스토캐스틱 해석에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다[6].

연소기의 동적인 특성인 열음향특성을 선형성을 대표하는 음향특성과 복잡한 구동메카니즘에 따른 비선형 특성으로 해석하는 연소특성으로 구분할 때[7,8], 최근 연소과정의 구동메카니즘의 실험연구와 물리현상을 지배하는 수식의 비선형성을 연소기 시스템 파라미터의 변화로 식별하는 이론연구가 서로 보완하여 진행하고 있다[8,9].

본 논문에서는 연소시험으로 측정된 압력데이터를 근간으로 압력섭동의 주파수 및 진폭에 대한 동적해석을 통해 시스템의 섭동 성장속도(growth rate) 및 감쇠속도(damping rate) 값을 도출하여, 연소기의 동적특성을 파악한다.

2. 연소기의 열음향 해석

2.1 연소기 내 동특성 해석

추진시스템에서 열음향 불안정은 오랫동안 연구해왔으며, 특히 연소기가 얼마나 쉽게 불안정해질 수 있는지 즉 작동 안정마진을 예측하려는

방법에 대해 많은 연구가 있었다[7,8].

이러한 방법은 연소기의 열음향 현상을 이론적으로 유도한 후 모델링 기본식으로 구성하고 운전 조건에 따라 나타나는 연소기의 동적거동을 모델 파라미터 값으로 결정하는 것으로, 파라미터 연구 혹은 시스템 식별기법이라고 부르기도 한다. 실제 이 방법을 사용하려면 해당과정에 대한 검증이 필요하기 때문에, 일반적으로는 실험데이터를 통해 설정 모델과 파라미터 간 추정과정을 분석하여 파라미터 변화와 파라미터 간 기능적 관계(functional dependence)를 구한 후, 이 관계를 이용하여 다른 작동조건에서 연소기 동적특성을 예측하는 순서로 진행한다.

2.2 연소기 내 동특성의 수식화 과정

연소기 내 물리현상은 물질, 운동량 및 에너지 보존식으로부터 변수를 평균량과 섭동량으로 구분한 후 압력섭동으로 정리하면 Eq. 1의 파동방정식과 Eq. 2의 경계조건으로 표현할 수 있다.

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = F \quad (1)$$

$$\mathbf{n} \cdot \nabla p' = -B \quad (2)$$

식에서 F 및 B 는 비선형을 포함한 항이며, 상기 편미분 방정식을 푸는 방법으로 가중함수를 사용하는 모달해석을 하는 것이 일반적이다. 한편 압력섭동은 Eq. 3과 같이 여러 모드의 합으로 구성한 후 모달 식으로 정리할 수 있다.

$$p' \approx \bar{p} \sum_{k=1}^K \eta_k(t) \psi_k(x) \quad (3)$$

Eq. 1을 만족하는 압력에 대한 표현식(3)을 가중잔류(weighted residual)의 직교특성으로 구하기 위해, Eq. 3을 Eq. 1에 대입하여 구성한 Eq. 4는 N 차 고유 음향모드 각각에 대해 독립적으로 성립한다.

$$\frac{d^2 \eta_N}{dt^2} + \omega_N^2 \eta_N = F_N \quad (4)$$

식에서 ω_N 은 N 차 고유 각주파수로 $\omega_N = \bar{a}\kappa_N$ 이며, F_N 은 강제구동 혹은 소산 항으로 Eq. 1에서 섭동하지 않는 음향모드와의 편차로도 생각할 수 있다. 즉, 상기 Eq. 4의 좌측은 음향특성을 나타내며, 우측의 강제구동/소산 항은 화염특성에 해당한다고 생각할 수 있다. Quinlan등은, 상기 관계를 Fig. 1과 같이 선형프로세스 기여분과 비선형 기여분 모델로 일반화 하고, 스토캐스틱 분석을 했다[6,8,9].

Fig. 1에서 점선으로 나타난 H 부분이 선형해석부분으로 p 및 q 는 각각 연소기내에서 선형 해석하는 압력 및 에너지 생성이다. u 는 유동속도이며 선형해석모델의 입력변수인 y 는 정상상태 에너지생성(q_s)과 에너지생성의 비선형기여분($q_{nl} = F_{nl}(q)$)의 합이다. 따라서 총 에너지생성(q_t)은 선형기여분과 비선형기여분의 합으로 표현된다($q_t = q_s + q + q_{nl}$).

이를 일반화하면 시스템은 Eq. 5로 표현되고 통상 상태-공간모델(state-space model)해석을 통해 시스템의 동특성을 파악한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{p} \end{bmatrix} = H(s)y ; \quad y = F_{nl}(q) + q_s \quad (5)$$

로켓연소기에서 음향동특성은 몇 개의 저차모드가 주도하며, 그 중 어떤 하나의 고유값 $\omega = \omega_0$ 부근에서는 η_N 및 $\dot{\eta}_N$ 의 함수로 표현할 수 있기 때문에 다음 형태의 식이 된다.

$$\ddot{\eta} + \omega_0^2 \eta = f(\eta, \dot{\eta}) + \xi \quad (6)$$

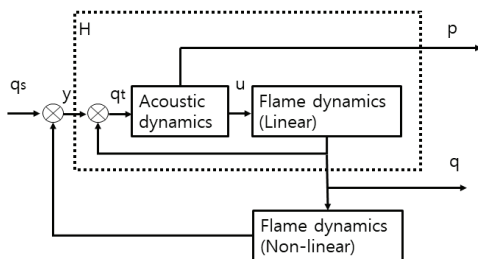


Fig. 1 Block-diagram of a rocket combustor.

여기에서 ξ 과정은 난류 연소 잡음(turbulent combustion noise)으로 유발되는 항으로 $\xi \propto q_s$ 이다. 최근 Noiray등은 ξ 를 정체된(stationary), δ -상관(δ -correlated) 정규분포 랜덤과정(random process)로 간주하고 한계-사이클의 섭동진폭 상관관계로 해석하여 타당성을 입증하였다[8]. 이에 본 연구에서도 시계열로 된 연소압력 실험 데이터를 랜덤과정 기반의 주파수 및 진동진폭 엔벨롭(envelope)의 상관관계로 해석하는 상기방법으로 로켓연소기의 연소동특성을 검토하였다.

2.3 시스템 모델 구성 및 파라미터 상관관계

2.3.1 선형안정 모델의 시스템 특성 파라미터

앞서 유도한 모델 Eq. 6은 Van der Pol진동자 해석 모델과 유사하다. 특히, 음의 성장속도를 가질 때 선형안정한 Van der Pol진동자가 되며, 이 경우 Eq. 6의 우측항은 $f(\eta, \dot{\eta}) = \dot{\eta}(\beta - \alpha - \kappa\eta^2)$ 에서 $\kappa\eta^2\dot{\eta} = 0$ (비선형=0) 조건에 해당한다. 또한 $\nu = (\beta - \alpha)/2$ 인 선형 성장속도를 적용하면 Eq. 7과 같이 선형화 모델 식으로 전환된다.

$$\ddot{\eta} - 2\nu\dot{\eta} + \omega_0^2\eta = \xi \quad (7)$$

위 식에서 η 의 파워스펙트럼밀도(PSD)는 다음과 같다.

$$S_{\eta\eta} = \frac{1}{2\pi} \frac{I}{(\omega_0^2 - \omega^2)^2 + 4\nu^2\omega^2} \quad (8)$$

즉, 주파수 도메인에 측정된 동특성 압력의 파워 값을 나타내면 Eq. 8로 표현되므로, 이를 이용하여 시스템의 특성파라미터인 공진주파수(ω_0), 소산속도(ν) 및 노이즈 강도(I)를 도출할 수 있다. 다만, 식을 유도할 때 적용한 가정에 따라 시스템이 선형 안정한 경우에만 적용할 수 있다.

2.3.2 진폭섭동의 확률밀도함수

원통 연소기에서 관심모드가 점선모드인 경우, 축 및 반경변수는 상수화로 배제되어 Eq. 3의 음향압력은 $p(\theta, t) = \eta_a(t)\cos(n\theta) + \eta_b(t)\sin(n\theta)$ 인 상

태-시간관계로 표현되므로(1T 의 경우 $n=1$), 시스템 식은 Eq. 9와 같이 A 및 B 모드로 분리할 수 있으며, A 및 B 모드의 관계에 따라, 순수 정지상태($A=0$ 혹은 $B=0$), 순수 회전상태($A=B$) 및 복합상태($A \neq B \neq 0$) 접선모드가 존재한다.

$$\begin{aligned}\ddot{\eta}_a + \omega_0^2 \eta_a &= f_a(\eta_a, \dot{\eta}_a, \eta_b, \dot{\eta}_b) + \xi_a \\ \ddot{\eta}_b + \omega_0^2 \eta_b &= f_b(\eta_a, \dot{\eta}_a, \eta_b, \dot{\eta}_b) + \xi_b\end{aligned}\quad (9)$$

여기서,

$$\begin{aligned}f_a &= (\beta - \alpha)\dot{\eta}_a - 3\kappa[\dot{\eta}_a(3\eta_a^2 + \eta_b^2) + 2\eta_b\eta_a\dot{\eta}_b]/4 \\ f_b &= (\beta - \alpha)\dot{\eta}_b - 3\kappa[\dot{\eta}_b(3\eta_b^2 + \eta_a^2) + 2\dot{\eta}_a\eta_a\eta_b]/4 \\ \text{및 } \eta_a(t) &= A(t)\cos(\omega_0 t + \varphi_a(t)) \\ \eta_b(t) &= B(t)\cos(\omega_0 t + \varphi_b(t)) \\ \phi &= \varphi_a(t) - \varphi_b(t)\end{aligned}$$

이며, Eq. 9의 결정(deterministic) 항과 확률(stochastic)항의 평균을 취하면, 아래 Langevin Eq. 10으로 정리된다.

$$\begin{aligned}\dot{A} &= \nu A - \frac{3\kappa}{32}(3A^2 + (2 + \cos 2\phi)B^2)A + \frac{\Gamma}{4\omega_0^2 A} + \zeta_a \\ \dot{B} &= \nu B - \frac{3\kappa}{32}(3B^2 + (2 + \cos 2\phi)A^2)B + \frac{\Gamma}{4\omega_0^2 B} + \zeta_b \\ \dot{\phi} &= \frac{3\kappa}{32}(A^2 + B^2)\sin(2\phi) + \left(\frac{1}{A} + \frac{1}{B}\right)\zeta_\phi\end{aligned}\quad (10)$$

여기서, ϕ 는 A모드 및 B 모드 위상차(phase difference)이며, ζ_a , ζ_b , ζ_ϕ 는 무상관 백색잡음(uncorrelated white noise)이다.

상기 과정의 일반화는 다변수 확률밀도함수를 포함하는 Fokker-Planck Eq. 11로 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} P(\mathbf{x}, t) = - \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} [\mathcal{F}(\mathbf{x})P(\mathbf{x}, t)] + \frac{\Gamma}{4\omega_0^2} \frac{\partial^2}{\partial \mathbf{x}^2} P(\mathbf{x}, t)\quad (11)$$

여기서,

$$\begin{aligned}\mathcal{F}(\mathbf{x}) &= \\ \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t} \int_{-\infty}^{\infty} (x - \mathbf{x}) P(\mathbf{x}, t + \Delta t | x, t) dx\end{aligned}\quad (11-a)$$

$$\frac{\Gamma}{2\omega_0^2} = \quad (11-b)$$

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t} \int_{-\infty}^{\infty} (x - \mathbf{x})^2 P(\mathbf{x}, t + \Delta t | x, t) dx$$

상기 Eq. 11에서 우측 첫 번째 항을 부유(drift)항, 두 번째 항을 확산(diffusion)항으로 지칭한다. 부유계수 및 확산계수는 각각 Eq. 11-a 및 Eq. 11-b와 같이 제1차 및 제2차 전이모멘트로 표현하며, 이로부터 시스템 식별을 위한 감쇠속도 및 노이즈강도를 도출한다. 다만 여기에서는 용이하게 계산하기 위해, 선행연구자와 동일하게 $\check{A} = (2 + \cos 2\phi)^{1/2} A$ 및 $\check{B} = (2 + \cos 2\phi)^{1/2} B$ 로 변수교환 $\{A, B, \varphi_a, \varphi_b\} \rightarrow \{\check{A}, \check{B}, \check{A}, \check{B}\}$ 하여 각 모드의 감쇠속도 및 노이즈 강도를 도출한다. 특히, Fokker-Planck 식은 스토캐스틱 일반화 과정으로 도출하기 때문에, 선형해석 범위를 벗어난 경우에도 시스템 파라미터를 구할 수 있는 것으로 평가된다[9].

2.4 연소시험 측정데이터

2.4.1 시험장치 및 연소기 형상

연소불안정 해석을 위한 연소기 형상 및 측정센서 위치는 Fig. 2와 같다.

연소기의 압력측정은 25 kHz의 샘플링속도로 연소챔버 내부 2개소, 산화제 및 연료 매니폴드 각 2개소 및 기타 연료링 1개소에서 이루어지며, 본 실험에서 사용한 측정데이터는 분사면으로부터 약 150 mm 떨어진 단면에서 원주방향으로 135도 간격으로 위치한 2개의 압력센서로 측정하였다. 또한 다수의 위치에서 1 kHz의 샘플링속도로 압력측정을 실시했다.

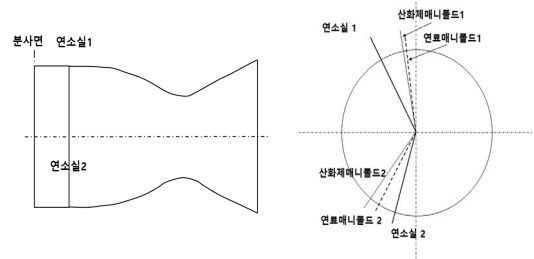


Fig. 2 Location of pressure sensors.

2.4.2 측정데이터의 선정

해석에 사용하는 데이터 셋트는 동일한 시험기를 이용하여 연소시험을 통해 측정된 것으로, 설계값 대비 시험조건은 Table 1과 같다.

분석한 데이터는 여러 연소시험 측정 중 한가지로, 실제 연소시험 값은 설계점 정격조건과 다소의 차이가 있지만, 연소압력 및 혼합비 운영조건에 차이가 미미하기 때문에 이에 따른 연소기의 동특성의 변화는 없을 것으로 판단했다.

한편 해석에 사용한 시계열 시험 데이터 셋트는 Fig. 3에 나타났다. 전체 연소시험 시간 중 34초~37초 구간에서 1 kHz 샘플링속도로 측정된 연소압력은 18초~34초 구간과 큰 차이가 없지만, 25 kHz 샘플링 속도의 동특성 전용 압력센서로 측정된 압력섭동 진폭은 증가하는 변화를 가지기 때문에, 이번 해석에서는 안정한 연소특성을 보이는 진폭이 작은 구간(1구간) 데이터를 사용하여, 1 T 모드에 대한 안정성 특성을 검토하였다.

3. 해석결과

3.1 압력섭동 관심모드 설정

데이터의 분석 시 수반되는 필터링에 따라 데

Table 1. Operating conditions.

항목	운영값	항목	운영값
\dot{m}/\dot{m}^*	1.01	O/F비	2.45
p_{ch}/p_{ch}^*	0.98	* 표기는 설계값	

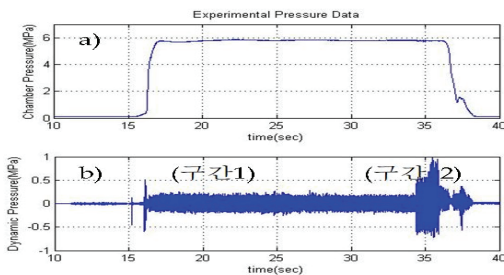


Fig. 3 Experimental Pressure Data.

- a) 1 kHz sampling.
- b) 25 kHz sampling and LP filtering.

이터가 왜곡될 수 있기 때문에, 실제 데이터의 동적특성 분석에 앞서 관심모드의 공진주파수를 기준으로 필터링 범위설정이 필요하다. 이를 위해, 배플 연소기의 선형해석을 통해 저차 모드 주파수를 예측하였으며, 해석결과는 Table 2와 같다[5].

계산 결과에서 보면, 2 T 및 1 R 모드 주파수는 2100~2500 Hz 부근에 인접하고 있으며, 많은 경우 1 T 모드에서 불안정이 발생하는 경우가 많았기 때문에, 1 T 모드를 분석대상으로 선정하였다.

한편, 동일원주에서 135도 이격하여 설치한 2개의 동압센서(Fig. 2 참조) 압력측정데이터의 상관관계로부터 1T모드 공진 주파수가 1100 Hz에 위치하는 것을 확인하였다. Fig. 4에 광대역주파수에서 연소압력 파워스펙트럼을 구한 대표적인 결과를 제시했다.

그림에서 보면 800 Hz 부근의 1 L모드 피크는 선형해석 결과 피드백 이득(gain)이 1 이하로 평가되며[5], 실제로 1 T모드의 파워강도가 제일 강하기 때문에, 해당 모드의 동적특성이 연소기의 전체적인 동특성을 주도할 것이라는 것을 쉽게 이해할 수 있다.

Table 2. Resonance frequency.

Mode	Frequency (Hz)	Mode	Frequency (Hz)
1 L	820	1 T	1350
1 R	2480	2 T	2310

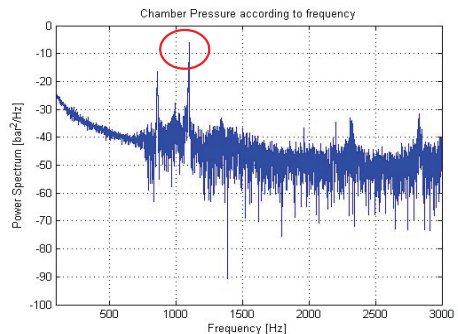


Fig. 4 Broadband PSD analysis.

3.2 PSD를 통한 1 T 모드 시스템 선형해석

1 T 모드에 대한 시스템 파라미터 특성을 파악하기 위해 주파수에 따른 파워 스펙트럼 밀도 (PSD)분석을 실시했다. 주파수분해는 우선 밴드패스 필터를 이용하여 관심영역의 특성을 고립시킨 후 Eq. 8에 대한 파라미터로서 공진주파수 ω_0 및 선형 성장속도 ν 를 추출한다.

밴드패스 필터 적용에 따른 영향을 비교하기 위해 필터적용 여부에 따른 주파수별 압력섭동 그래프를 Fig. 5에 제시했다.

그림에서 알 수 있듯이 관심모드의 주파수범위인 1100 Hz 부근에서는 필터를 거친 신호와 원형신호는 잘 부합하는 것을 알 수 있었다.

또한 시스템 파라미터를 추출하기 위해, 주파수에 따른 압력섭동 데이터로부터 PSD를 구하기 위해 실험데이터로부터 Eq. 8의 PSD에 상응하는 Lorentz 분포를 근사시켜 Fig. 6을 얻었다. 이로부터 1 T 모드 공진주파수 및 댐핑속도, 피크 크기를 추출하여 Table 3에 정리하였다.

그림에서 보듯이, A모드 및 B 모드의 피크 크기가 크게 다르며($A \neq B$), 또한 피크 크기가 작은

B 모드 피크 값도 0 이 아니기 때문에, 결정론적 (deterministic) 의미로서 화염의 강도는 원주방향에 따라 일정하지 않고 순수회전($A=B$)이나 순수정지($B=0$)상태 보다는 혼합모드로 존재할 것으로 평가된다.

결과적으로 선형모델에 따른 1 T 안정성은 A 모드 및 B 모드 공히 동일한 공진주파수를 나타내며, 이 주파수에서 성장속도(혹은 음의 댐핑속도) 또한 동일한 음의 값을 가지므로 시스템은 안정할 것으로 판단된다.

3.3 연소압력 진폭 엔벨름 해석

동적시스템의 진폭엔벨름 분석을 통해 시스템의 성장속도를 도출하기 위해서는 섭동진폭 관계식인 Langevin Eq. 10 및 Fokker-Planck Eq. 11로 성장속도 및 잡음강도를 구하여 안정성을 평가하였다.

이를 위해 앞에서와 같이 관심모드의 동특성 추출 시 밴드패스 필터를 적용하였으며, 그 후 Hilbert 전환과정을 수행하여 압력진동 진폭 엔벨름을 구하였다. 대표적인 결과로 0~2500 측정값에 대한 섭동압력의 진폭 엔벨름을 Fig. 7에 제시했다. Fig. 7에서 보듯이 1 T A 모드(청색 실선)의 섭동압력 진폭 엔벨름은 B 모드 진폭 엔벨름(적색실선)보다 현저하게 크다는 것을 알 수 있으며, 이는 주파수 해석 결과인 Fig. 6의 파워 스펙트럼 밀도 그래프 결과와 부합한다.

한편, 스토캐스틱 해석을 위해 연소섭동압력

Table 3. System parameters.

Mode		Growth Rate (ν), rad/s	Noise Intensity (I), $bar^2 \cdot s^{-3}$
1 T	A	-3.77	3.1×10^7
	B	-3.77	5.8×10^6

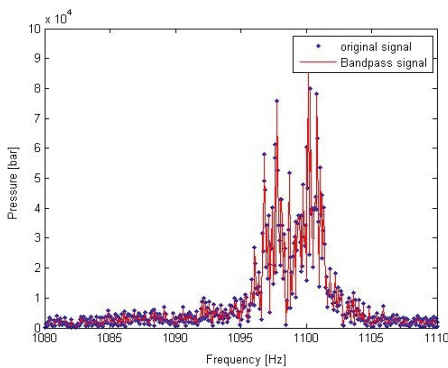


Fig. 5 Original pressure signal and the signal filtered at the 1 T mode.

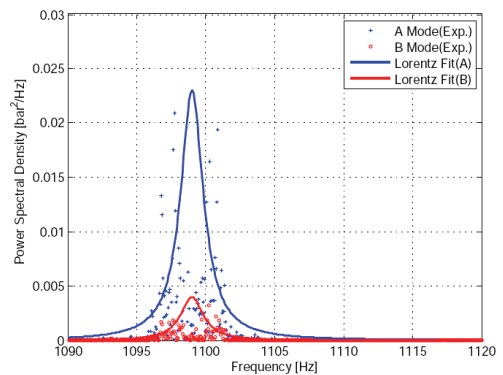


Fig. 6 PSD of 1 T (A/B) mode.

진폭 엔벨롭의 확률분포함수(PDF)을 도출하였으며, 결과는 Fig. 8과 같다.

각 모드의 섭동압력 진폭 엔벨롭은 평균 진폭을 중심으로 하는 정규분포를 보이는데, 특히 A 모드 압력섭동 엔벨롭의 평균진폭은 1.77 bar로 B 모드의 평균진폭 0.98 bar 보다 더 크고, 최대 진폭도 A 모드는 3.96 bar로 B 모드의 2.12 bar 보다 2배정도 크다.

또한 Fokker-Planck 식의 부유(drift)항 및 확산(diffusion)항의 진폭변화 관계로부터 시스템 파라미터인 ν , Γ 값을 피팅한 결과는 Table 4와 같다.

진폭 엔벨롭으로부터 도출한 성장속도는 A 모드 및 B 모드 값이 모두 음의 값을 가지지만, 절대 값이 작기 때문에 상대적으로 안정성이 작다는 것을 의미하며, 결과적으로 선형모델해석 결과와는 달리 안정마진이 아주 작거나, 준안정하다고 판단된다.

Fokker-Planck 식을 통해 파라미터를 구하는 방법론으로 선행연구자들이 설명한 바와 같이 비선형 시스템의 ν 값 및 Γ 값을 도출하였다.

Table 4. System parameters.

Mode		Growth Rate (ν), rad/s	Noise Intensity (Γ), $\text{bar}^2 \cdot \text{s}^{-3}$
1 T	A	-0.36	3.95×10^6
	B	-0.06	1.10×10^6

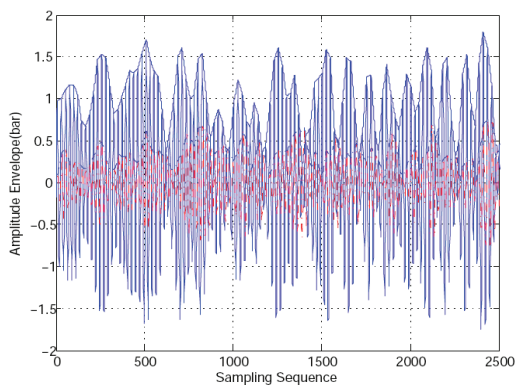


Fig. 7 Amplitude Envelope of A/B mode

다만, 파라미터 값은 적용하는 밴드패스 필터의 특성 및 최적화방법에 의존하는 것으로 나타났다.

또한 A 모드 섭동압력 진폭 엔벨롭이 B 모드에 비해 훨씬 강하기 때문에 위치에 따른 주기 특성이 크다는 것을 의미하므로, 추후 이에 대한 별도 해석이 필요할 것이다.

4. 결론 및 향후 계획

액체산소 및 케로신을 추진제로 하는 액체로켓 연소기의 동적거동 특성과악을 위해 연소성능시험 중 측정된 연소기의 동압 데이터를 바탕으로 연소기 시스템의 성장속도 계수 및 잡음 강도를 평가하였다.

파라미터 도출은 선형모델을 가정하여 시계열 압력데이터로부터 주파수별 파워스펙트럼밀도(PSD)를 기반으로 관심모드의 성장속도를 구하는 방법과 압력진동의 진폭 엔벨롭에 대한 확률밀도함수(PDF) 관계로부터 관심모드의 성장속도를 구하는 해석방법을 병행하여 검토하였다. 해석 결과 연소기 시스템은 음의 성장속도를 가지므로 안정할 것으로 생각되지만, 진폭엔벨롭 해석결과는 안정여유가 작아 준안정 할 것으로 평가했다.

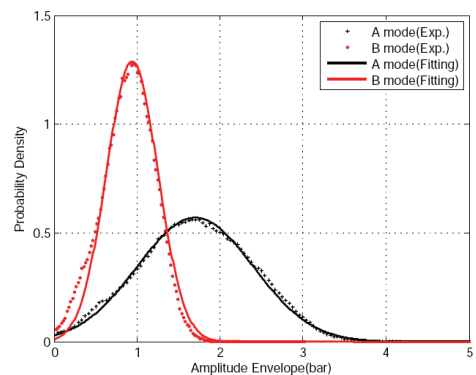


Fig. 8 PDF of amplitude envelope

References

1. Crocco, L. and Sirignano, W.A., "Effect of the Transverse Velocity Component on the Nonlinear Behavior of Short Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 8, pp. 1428-1430, August 1966.
2. Baer, M.R. and Mitchell, C.E., A Theoretical Evaluation of Rigid Baffles in Suppression of Combustion Instability, NASA CR-134986, March 1976.
3. Nguyen, T.V., "Computer code for use in high frequency combustion stability analyses," Aerojet TechSystems Company," Thermodynamic analysis report 9980:1807, Feb. 1988.
4. Soo Yong Lee, "Linear stability analysis of a baffled rocket combustor," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.22 No.3, pp. 46-56, 2018.
5. Mitchell, C.E., "Analytical Models for Combustion Instability," AIAA, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, edited by Yang, V. and Anderson, W.E., pp. 403-430, 1995.
6. Quinlan, J.M. and Zinn, B.T., "Development and Dynamical Analysis of Laboratory Facility Exhibiting Full-Scale Combustion Instability Characteristics," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 12, pp. 4314-4329, Dec, 2017.
7. Lieuwen, T., "Online Combustor Stability Margin Assessment Using Dynamic Pressure Data," *Transactions of the ASME*, Vol. 127, pp. 478-482, July, 2005.
8. Noiray, N. and Bruno, S., "Deterministic quantities characterizing noise driven Hopf bifurcations in gas turbine combustors," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 50, pp. 152-163, 2017.
9. Noiray, N., "Linear Growth Rate Estimation from Dynamics and Statistics of Acoustic Signal Envelope in Turbulent Combustors," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 139, April 2017.